Bureau canadien
de la sécurité aérienne

Canadian Aviation
Safety Board

Rapport d'enquête sur fait aéronautique

Arrow Air Inc.
Douglas DC-8-63 N950JW
Aéroport international de Gander
(Terre-Neuve)

12 décembre 1985

Rapport numéro 85-H50902

Canada

89-01992/

Le Bureau canadien de la sécurité aérienne a enquêté sur ce fait aéronautique dans le seul but de promouvoir la sécurité aérienne. Il ne relève pas de la mission du Bureau de se prononcer sur la détermination ou l'attribution des fautes ou responsabilités.

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR FAIT AÉRONAUTIQUE

ARROW AIR INC.
DOUGLAS DC-8-63 N950JW
AÉROPORT INTERNATIONAL DE GANDER
(TERRE-NEUVE)
12 DÉCEMBRE 1985

RAPPORT NUMÉRO 85-H50902

RÉSUMÉ

L'avion avait été affrété pour un vol international du Caire (Égypte) à Fort Campbell (É.-U.), avec escales à Cologne (Allemagne de l'Ouest) et à Gander (Terre-Neuve). Au décollage de Gander, l'avion s'est écrasé et a brûlé à environ un demi-mille de l'extrémité de la piste 22. Les 256 passagers et membres d'équipage ont été tués.

Le Bureau canadien de la sécurité aérienne n'a pas été en mesure de déterminer l'enchaînement exact des événements ayant précédé cet accident. Cependant, le Bureau croit que l'ensemble des preuves recueillies porte à conclure ce qui suit: peu après le décollage, l'appareil a subi une augmentation de la traînée et une diminution de la portance qui ont provoqué un décrochage à basse altitude rendant tout rétablissement impossible. L'accumulation de glace sur le bord d'attaque et sur l'extrados de l'aile semble être la cause la plus probable de ce décrochage. D'autres facteurs, comme une perte de poussée du réacteur numéro quatre et l'utilisation de vitesses de référence de décollage insuffisantes, peuvent avoir aggravé les effets du givrage des surfaces.

This report is also available in English.

28 octobre 1988

TABLE DES MATIÈRES

		Page
1.0	**RENSEIGNEMENTS DE BASE**	1
1.1	Déroulement du vol	1
1.2	Victimes	3
1.3	Dommages à l'aéronef	3
1.4	Autres dommages	3
1.5	Renseignements sur le personnel	3
1.6	Renseignements sur l'aéronef	6
1.7	Renseignements météorologiques	10
1.7.1	Généralités	10
1.7.2	Prévisions	10
1.7.3	Observations en surface	10
1.7.4	Relevés des précipitations et des températures en surface	11
1.7.5	Observations de pilotes	12
1.8	Aides à la navigation	13
1.9	Télécommunications	14
1.10	Renseignements sur l'aérodrome	14
1.11	Enregistreurs de bord	16
1.11.1	Restitution de l'enregistrement phonique	16
1.11.2	Restitution de l'enregistrement des paramètres de vol	16
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact	19
1.12.1	Généralités	19
1.12.2	Séquence de dislocation	19
1.12.3	Examen de l'épave	21
1.12.4	Description des dommages	22
1.12.4.1	Cellule	22
1.12.4.2	Examen des équipements	23
1.12.4.3	Réacteurs	27
1.12.4.4	Inverseurs de poussée	30
1.12.5	Détermination de l'assiette à l'impact	36
1.12.6	Armes et matériel militaire récupérés	38
1.13	Renseignements médicaux	38
1.14	Incendie	42
1.15	Questions relatives à la survie des occupants	43
1.16	Essais et recherches	43
1.16.1	Simulation des performances sur ordinateur	43
1.16.2	Essais au simulateur	46
1.16.3	Fatigue de l'équipage	49
1.17	Renseignements supplémentaires	50
1.17.1	Consignes d'exploitation d'Arrow Air	50
1.17.1.1	Consignes de décollage du DC-8-63	50
1.17.1.2	Décollage avec un ou plusieurs réacteurs en panne	50
1.17.1.3	Consignes d'exploitation par temps froid	51
1.17.1.4	Poids moyen type des passagers	51
1.17.1.5	Méthode de calcul du chargement par unités de masse redressées d'Arrow Air, applicable aux DC-8-62 et DC-8-63	51

Page

1.17.2	Masse en ordre d'exploitation	52
1.17.3	Masse sans carburant	52
1.17.4	Masse et centrage	53
1.17.4.1	Calculs de masse et centrage de l'exploitant	53
1.17.4.2	Masse du fret	54
1.17.4.3	Masse des passagers	54
1.17.4.4	Masse au décollage estimée par le Bureau	55
1.17.4.5	Prévisions, méthodes et documentation relatives au chargement	55
1.17.4.6	Armes et matériel militaire à bord	57
1.17.5	Renseignements sur les performances du DC-8-63	57
1.17.5.1	Renseignements sur les performances contenus dans le manuel d'utilisation	57
1.17.5.2	Renseignements sur les performances communiqués par le constructeur	59
1.17.5.3	Vitesse à l'arraché	59
1.17.5.4	Performances en montée	60
1.17.6	Décrochage	60
1.17.7	Avertisseurs de décrochage	62
1.17.8	Effet de sol	62
1.17.9	Givrage	63
1.17.10	Accumulation de glace en approche	66
1.17.11	Dégivrage de l'avion au sol	68
1.17.12	Observations du personnel de piste	68
1.17.13	Affectation des équipages chez Arrow Air	69
1.17.14	Carnet du commandant de bord	69
1.17.15	Réglementation américaine régissant le transporteur	70
1.17.15.1	Exigences relatives aux enregistreurs de bord	70
1.17.15.2	Limitation du temps de vol des équipages de conduite	70
1.17.16	Surveillance par la FAA	71
1.17.17	Enquête publique	73
2.0	**ANALYSE**	75
2.1	Introduction	75
2.2	Analyse des performances	75
2.3	État de l'avion avant l'impact	77
2.3.1	Introduction	77
2.3.2	Commandes de vol	78
2.3.3	Circuit hydraulique	79
2.3.4	Réacteurs	80
2.3.5	Circuit d'eau potable	82
2.3.6	Configuration de l'avion	82
2.3.7	Inverseurs de poussée	84
2.3.8	Explosion ou incendie	84
2.4	Masse de l'avion	87
2.5	Facteurs météorologiques	89
2.6	Chronologie des événements	93
2.7	Prévisions et contrôle du chargement	95
2.8	Pratiques d'exploitation et de maintenance suivies par Arrow Air	97
2.9	Fatigue de l'équipage	98

		Page
2.9.1	Horaire de l'équipage de conduite	98
2.9.2	Évaluation de la fatigue de l'équipage de conduite	99
2.10	Exigences relatives aux enregistreurs de bord	99
2.11	Surveillance par la FAA	100
3.0	**CONCLUSIONS**	101
3.1	Faits établis	101
3.2	Causes	103
4.0	**MESURES DE SÉCURITÉ**	105
4.1	Mesures prises	105
4.1.1	Calcul de masse et centrage - Utilisation de la masse type moyenne pour une charge passagers atypique	105
4.1.2	Possibilité d'exploiter un appareil aux États-Unis sans qu'il soit nécessaire d'avoir un enregistreur phonique et un enregistreur de données de vol en état de fonctionnement	105
4.2	Mesures à prendre	106
4.2.1	Dégradation des performances - Contamination du bord d'attaque et de l'extrados des ailes	106
4.2.1.1	Effets sur les performances - Connaissances des équipages	106
4.2.1.2	Détection du givrage des ailes	107
4.2.2	Exploitation d'aéronefs non équipés d'enregistreur phonique en ordre de fonctionnement	107
4.2.3	Fatigue des équipages de conduite - Insuffisances des règlements et de leur application	108
4.3	Autres préoccupations liées à la sécurité	109
4.3.1	Procédures de maintenance et d'exploitation des transporteurs aériens - Contrôle réglementaire inadéquat	109
5.0	**ANNEXES**	
ANNEXE A –	PROFIL ESTIMÉ DU VOL	A–1
ANNEXE B –	EXTRAITS DU MANUEL DES OBSERVATIONS EN SURFACE DU SERVICE DE L'ENVIRONNEMENT ATMOSPHÉRIQUE	B–1
ANNEXE C –	EFFETS AÉRODYNAMIQUES DU GIVRAGE	C–1
ANNEXE D –	LISTE DES TÉMOINS PRÉSENTS À L'ENQUÊTE PUBLIQUE	D–1
ANNEXE E –	LISTE DES RAPPORTS DE LABORATOIRE ET DES ÉTUDES	E–1
ANNEXE F –	SIGLES ET ABRÉVIATIONS	F–1

FIGURES

		Page
Figure 1.1	Photographie aérienne oblique du lieu de l'accident	2
Figure 1.2	Le DC-8-63	7
Figure 1.3	Plan de l'aéroport international de Gander	15
Figure 1.4	Restitution de l'enregistrement des paramètres du vol en cause	18
Figure 1.5	Photo de la trace de l'accélération verticale de l'enregistreur de données de vol	19
Figure 1.6	Séquence de dislocation de l'avion	21
Figure 1.7	Diagramme d'un inverseur de poussée	33
Figure 1.8	Zone du bras de commande supérieur du déflecteur extérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre	34
Figure 1.9	Zone du bras de commande inférieur du déflecteur intérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre	34
Figure 1.10	Zone du bras de commande inférieur du déflecteur intérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre	35
Figure 1.11	Rail inférieur de l'inverseur de poussée numéro quatre	35
Figure 1.12	Vérin hydraulique de l'inverseur de poussée numéro quatre	36
Figure 1.13	Photo de la brèche taillée dans les arbres par l'avion	37
Figure 1.14	Maquette représentant l'assiette de l'avion à l'impact	37
Figure 1.15	Effet des irrégularités de surface au bord d'attaque sur les caractéristiques aérodynamiques	63
Figure 1.16	Réduction du coefficient de portance maximale à cause des irrégularités de surface de la voilure	64
Figure 1.17	Effet d'irrégularités de surface réparties sur l'extrados de l'aile d'un DC-8-63	65
Figure 1.18	Tracé de l'approche à Gander d'après l'enregistreur de données de vol	67

1.0 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 11 décembre 1985, un Douglas DC-8-63 (vol Arrow Air MF1285R), portant l'immatriculation américaine N950JW, a quitté Le Caire, en Égypte, pour un vol d'affrètement international en direction de Fort Campbell, au Kentucky (É.-U.), via Cologne, en Allemagne, et Gander, à Terre-Neuve. Huit membres d'équipage et 248 passagers se trouvaient à son bord. Il s'agissait du deuxième vol retour d'une série de trois vols aller retour de transport de troupes, dont le point de départ était la base aérienne McChord (AFB)*, Washington (É.-U.), et le point d'arrivée Fort Campbell. L'avion avait été affrété par la "Force multinationale et Observateurs" (FMO) afin de transporter des troupes, leurs effets personnels et du matériel militaire entre les États-Unis et l'Égypte, pour des opérations de maintien de la paix, dans le désert du Sinaï. Les 248 passagers qui étaient partis du Caire le 11 décembre 1985 appartenaient à la 101e Division aéroportée de l'Armée des États-Unis, en garnison à Fort Campbell.

L'avion avait décollé du Caire à 20 h 35, temps moyen de Greenwich (GMT)**, et était arrivé à Cologne à 1 h 21, le 12 décembre 1985, pour y effectuer une escale technique prévue. L'avion est reparti pour Gander à 2 h 50, après un changement d'équipage complet.

L'avion s'est posé à Gander à 9 h 04. Les passagers sont descendus, l'appareil a été avitaillé, les déchets et les eaux usées ont été déchargés, et les approvisionnements du commissariat ont été mis à bord. On a vu le mécanicien navigant en train de faire une visite extérieure de certaines parties de l'avion. Les passagers sont ensuite remontés à bord.

Après la mise en route des moteurs, l'avion a emprunté la voie de circulation D et la piste 13 pour aller jusqu'à la piste 22, choisie pour le départ. Le décollage s'est fait à 10 h 15 sur la piste 22, à partir de l'intersection de la piste 13.

D'après les témoins, l'avion a accéléré, a cabré à hauteur de la voie de circulation A, a déjaugé, a gagné un peu d'altitude et a commencé à descendre. Trois témoins, qui roulaient sur la route transcanadienne et qui se trouvaient à 900 pieds environ de l'extrémité de la piste 22, ont déclaré que l'avion avait traversé la route, située en contrebas de la piste, à une très faible hauteur.

Les trois témoins ont observé une lueur jaune orangé provenant de l'avion. Deux d'entre eux à bord de camionnette, ont déclaré que la lueur était assez brillante pour éclairer l'intérieur de leur cabine. Le troisième a attribué la lueur aux feux d'approche de piste se réflétant sur l'avion.

Plusieurs témoins ont remarqué que l'avion était incliné à droite au moment où il a survolé la route transcanadienne. On a également signalé que l'angle de cabré a augmenté, mais l'avion a continué à descendre et a heurté le sol, qui accuse une pente descendante, à 3 000 pieds environ de l'extrémité de piste (voir l'annexe A).

L'avion a été détruit par le choc et par un violent incendie alimenté par le carburant. Les 256 occupants ont été tués.

* Voir l'annexe D pour la signification des sigles et abréviations.

** Toutes les heures sont données en GMT, sauf indication contraire (le temps moyen de Greenwich est égal à l'heure normale de Terre-Neuve plus 3 heures 30 minutes).

Figure 1.1 Photographie aérienne oblique du lieu de l'accident

L'accident s'est produit à 10 h 16, avant le lever du soleil, par 48° 54' 40" de latitude Nord et 54° 34' 35" de longitude Ouest* à une altitude de 279 pieds-mer.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	8	248	–	256
Blessés graves	–	–	–	–
Blessés légers/indemnes	–	–	–	–
Total	8	248	–	256

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit.

1.4 Autres dommages

L'avion a heurté et a détruit un hangar inoccupé.

1.5 Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord	Copilote	Mécanicien navigant
Âge	45 ans	45 ans	48 ans
Licence	Pilote de ligne (É.-U.)	Pilote professionnel (É.-U.)	Mécanicien navigant (É.-U.)
Date d'expiration du certificat de validation	6/2/86	21/3/86	10/5/86
Nombre total d'heures de vol	7 001	5 549	9 436
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	1 081	918	1 732
Nombre total d'heures de vol depuis les 90 derniers jours	231	155	247
Nombre total d'heures de vol depuis les 90 derniers jours sur type en cause	231	119	247
Nombre d'heures de service avant l'accident	9	9	9
Nombre d'heures libres avant la prise de service	15	15	15

* Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

Les membres d'équipage étaient qualifiés conformément à la réglementation en vigueur aux États-Unis. Rien n'indique qu'ils n'avaient pas l'expérience nécessaire pour mener le vol en toute sécurité. Ils volaient ensemble depuis le 1er décembre 1985 et avaient ainsi accumulé 55 heures de vol.

Le commandant de bord avait commencé à travailler pour Arrow Air en janvier 1982 comme copilote sur Boeing 707. Il était devenu commandant de bord en juin 1982 et, en septembre 1982, il avait été nommé pilote inspecteur sur Boeing 707. Il était plus tard passé sur DC-8 comme commandant de bord et, en septembre 1983, il avait été nommé chef pilote sur Boeing 707 et DC-8. En 1984, il avait été nommé vice-président et directeur de l'exploitation, mais il avait quitté ce poste de direction pour reprendre du service comme commandant de bord sur Boeing 707 et DC-8, continuant à être pilote inspecteur pour les deux types d'appareil. Son dernier entraînement périodique sur DC-8 avait eu lieu en novembre 1985. Le commandant de bord occupait la place de gauche pendant le décollage ayant précédé l'accident.

Le copilote était employé par Arrow Air depuis juin 1981. Il avait commencé à la compagnie comme copilote sur Boeing 707, puis était passé sur DC-8, et enfin sur DC-10. En octobre 1985, quand Arrow Air avait réduit ses opérations sur DC-10, il était revenu sur DC-8. Son dernier entraînement sur ce type d'appareil avait eu lieu à cette époque. Le copilote occupait la place de droite et était aux commandes au début de la course au décollage.

Le mécanicien navigant travaillait pour Arrow Air depuis 1981. Il était qualifié sur Boeing 707, sur DC-8 et sur DC-10. Son dernier entraînement sur DC-8 remontait à octobre 1985.

L'équipage était chargé du vol Arrow Air MF1285, parti de McChord AFB le 10 décembre. Il était arrivé à l'aéroport de Cologne le 11 décembre 1985, à 10 h 31, heure locale et à l'hôtel aux environs de 11 h; il avait dû attendre quelque 30 minutes avant d'avoir des chambres, à cause d'un problème de réservation. L'équipage avait quitté l'hôtel le 12 décembre 1985 à 2 h, heure locale.

Les chambres, comme on a pu le déterminer, étaient tranquilles et il était possible de prendre ses repas à l'hôtel. Selon le personnel de l'établissement, l'équipage n'a pas quitté l'hôtel pendant sa période de repos et le commandant de bord s'est réveillé à 19 h, heure locale. Il s'est servi du téléphone plusieurs fois entre 19 h et l'heure du départ afin de vérifier la situation du vol en provenance du Caire.

Ce même équipage avait également fait le premier des trois vols aller-retour prévus entre McChord AFB et Cologne. Entre le premier et le deuxième vol de transport de la FMO, l'équipage avait assuré des liaisons entre Cecil Field Naval Air Station (NAS) (Floride), Anchorage (Alaska), Lemoore NAS (Californie) et Oakland (Californie).

L'équipage avait déclaré son intention de convoyer l'avion à Oakland, en Californie, pour y faire effectuer des travaux d'entretien prévus, après le vol de retour à Fort Campbell du 12 décembre. Avant ce vol, aucune période de repos n'était prévue à Fort Campbell.

Les affectations de l'équipage pendant le mois de décembre 1985 avaient été les suivantes:

Lieu	Heure locale		GMT	Temps au sol	Temps de vol
* Arr. région deMcChord AFB	21 h 55(1)	***	5 h 55(2)		
** Dép. McChord AFB (Wash.)	2 h 18(3)		10 h 18(3)	34 h 33	
Arr. Gander (T.-N.)	12 h 57		16 h 27		6 h 09
Dép. Gander	14 h 05		17 h 35	1 h 08	
Arr. Cologne (All.)	23 h 52		22 h 52		5 h 17
Dép. Cologne	18 h 52(4)		17 h 52(4)	19 h	
Arr. Bangor (Maine)	21 h 35		1 h 35(5)		7 h 43
Dép. Bangor	22 h 35		2 h 35	1 h	
Arr. Fort Campbell (Kty)	0 h 50(5)		5 h 50		3 h 15
Dép. Fort Campbell	7 h 50		12 h 50	7 h	
Arr. Cecil Field NAS (Fla)	9 h 27		14 h 27		1 h 37
Dép. Cecil Field NAS	12 h 36		17 h 36	3 h 09	
Arr. Anchorage (Alaska)	17 h 06(5)		2 h 06(6)		8 h 30
Dép. Anchorage	19 h 40(6)		4 h 40(7)	26 h 34	
Arr. Lemoore NAS (Calif.)	1 h 45(7)		9 h 45		5 h 05
Dép. Lemoore NAS	11 h 20		19 h 20	9 h 35	
Arr. Oakland (Calif.)	12 h 15		20 h 15		0 h 55
Dép. Oakland (à vide)	15 h 45		23 h 45		
Arr. région de McChord	17 h 35		1 h 35(8)		
Dép. McChord	12 h 08(10)		20 h 08(10)	66 h 33	
Arr. Gander	23 h 12		2 h 42(11)		6 h 34
Dép. Gander	0 h 30(11)		4 h	1 h 18	
Arr. Cologne	10 h 31		9 h 31		5 h 31
Dép. Cologne	3 h 50(12)		2 h 50(12)	17 h 19	
Arr. Gander	5 h 38		9 h 08		6 h 18
Dép. Gander	6 h 40		10 h 10	1 h 02	
Accident	6 h 46		10 h 16		

* Arrivée
** Départ
*** Le nombre entre parenthèses est le quantième du mois de décembre

Dans le courant novembre, le commandant de bord a accumulé 33 heures 9 minutes de vol, tel qu'indiqué ci-dessous:

1er	novembre	2 h 35 min
2	novembre	5 h 50 min
3	novembre	6 h
4	novembre	2 h 41 min
23	novembre	5 h 24 min
24	novembre	2 h 25 min
26	novembre	4 h 51 min
27	novembre	3 h 20 min

De plus, il a suivi un entraînement en simulateur les 10 et 11 novembre.

Dans le courant novembre, le copilote a accumulé 62 heures 18 minutes de vol, tel qu'indiqué ci-dessous:

1er	novembre	2 h 35 min
2	novembre	5 h 50 min
3	novembre	6 h
4	novembre	2 h 41 min
7	novembre	3 h 15 min
8	novembre	6 h 15 min
9	novembre	2 h 42 min
10	novembre	3 h 23 min
11	novembre	5 h 40 min
14	novembre	2 h 38 min
16	novembre	53 min
17	novembre	8 h 26 min
20	novembre	2 h 35 min
22	novembre	6 h 38 min
23	novembre	2 h 47 min

Dans le courant novembre le mécanicien de bord a accumulé 64 heures 15 minutes de vol, tel qu'indiqué ci-dessous:

1er	novembre	7 h 46 min
2	novembre	8 h
4	novembre	7 h 50 min
5	novembre	8 h 21 min
6	novembre	8 h 16 min
7	novembre	8 h 15 min
8	novembre	7 h 32 min
9	novembre	8 h 15 min

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Douglas Aircraft Company
Type	DC-8-63
Année de construction	1969
Numéro de série	46058
Certificat de navigabilité	Valide
Nombre total d'heures cellule	50 861
Type de moteur (4)	Pratt & Whitney JT3D-7
Masse maximale autorisée au décollage	355 000 lb
Types de carburant recommandés	Jet A ou Jet B

Figure 1.2 Le DC-8-63

La masse maximale sans carburant autorisée (ZFW) était de 230 000 livres. La masse et le centrage calculés par l'équipage, au départ de Gander, se trouvaient dans les limites prescrites.

L'avion, qui appartenait à International Air Leases, était loué par Arrow Air depuis octobre 1984.

Avant le départ de McChord AFB, le 10 décembre 1985, l'avion avait subi des travaux de maintenance à Oakland, en Californie, pour la rectification d'un certain nombre de points d'entretien différés (DMI), en particulier la correction du frottement associé au déplacement du manche copilote qui avait été signalé. La mesure prise a consisté à vérifier et à nettoyer la zone située sous le plancher du poste de pilotage; après quoi, on a remarqué que le manche fonctionnait normalement, sans point dur. L'avion est parti d'Oakland à destination de McChord AFB sans que les quatre points d'entretien différés suivants n'aient été corrigés.

Numéro DMI	Réf. MEL*	ARTICLE
21052	Aucune	Câble d'équilibrage de la trappe ventrale avant brisé (trappe inopérante).
20980	33-1	Gradateur des voyants de commande du tableau supérieur du pilote inopérant.
20979	Aucune	Caches des curseurs d'altimètre manquants.
21017	52-1	Voyant de la trappe ventrale restant allumé.

* Liste des équipements indispensables au vol (MEL)

Les feuilles de route correspondant aux vols postérieurs à l'arrivée à McChord AFB, le 10 décembre 1985, n'ont pas été retrouvées. Selon les déclarations de l'équipage qui avait assuré les étapes entre Cologne et Le Caire, le 11 et le 12 décembre, aucune autre défectuosité n'avait été inscrite avant le départ de l'avion de Cologne, le 12 décembre 1985. Les opérations d'entretien effectuées à Cologne au retour du Caire ont consisté à faire l'appoint d'huile de chaque moteur, à ajouter sept pintes de liquide hydraulique au circuit hydraulique, à refaire le plein d'eau et à tenter de réparer une cafetière qui fuyait.

L'équipage n'a mentionné aucune défectuosité à l'équipe d'entretien de Gander, et cette dernière n'a observé aucune anomalie.

L'équipage qui avait piloté l'avion sur les étapes Cologne-Le Caire et retour avait signalé que le manche du copilote broutait quand on le déplaçait. Le défaut était décrit comme étant un cliquetis accompagné d'une vibration douce et d'une légère restriction de mouvement près de la limite avant de la course du manche. Ce renseignement a été transmis oralement au mécanicien de Cologne, mais aucune tentative n'a été faite en vue d'y remédier et rien n'a été inscrit dans le carnet de route de l'avion.

On avait signalé que la température tuyère du moteur numéro quatre dépassait de 40 degrés celle des trois autres moteurs. L'équipage réglait la manette de poussée au décollage et en montée de sorte à empêcher la température tuyère de dépasser la limite. Cette situation aurait existé depuis quelque temps et était connue de l'équipage du vol en cause. À l'examen des documents de contrôle d'entretien de l'avion, on a déterminé que cette différence de température avait été signalée plusieurs fois et qu'elle était considérée comme la conséquence d'un problème d'indication de température.

Le BCSA a tenu une enquête publique sur l'accident, en avril 1986. Celle-ci a donné lieu à des témoignages contradictoires au sujet de l'allumage en vol du voyant lumineux de déverrouillage de l'inverseur de poussée d'un moteur. Le copilote et le mécanicien navigant des vols Cologne-Le Caire et retour ont déclaré qu'un de ces quatre voyants s'allumait de temps en temps en croisière quand il y avait de la faible turbulence.

Ils n'ont pas pu identifier le moteur en cause, mais le copilote croyait qu'il s'agissait du numéro trois ou quatre. Le commandant de bord ne se rappelait pas avoir vu le voyant s'allumer, ni en avoir entendu parler par les autres membres d'équipage.

De même, on a entendu des témoignages contradictoires au sujet de deux panneaux latéraux manquants dans la soute à bagages numéro trois. Le mécanicien navigant des vols Cologne-Le Caire et retour a déclaré avoir remarqué, pendant qu'il surveillait le chargement de l'avion au Caire, l'absence des panneaux; de ce fait, des conduites hydrauliques étaient à découvert. Il a ajouté qu'il en avait informé le commandant de bord. Ce dernier a déclaré ne pas pouvoir se rappeler que le mécanicien navigant l'en ait informé.

En mai 1981, l'avion avait subi une défaillance non confinée du moteur numéro un au décollage de Casablanca, au Maroc. Les éclats projetés avaient causé des dégâts considérables aux deux ailes, au train d'atterrissage et au stabilisateur. L'exploitant de l'avion, l'Union de Transports Aériens, avait effectué des réparations importantes après l'accident, y compris celles destinées à remédier aux perforations et aux marques subies par les ailerons, les volets et le stabilisateur, à la suite de quoi l'avion avait été remis en service. Les travaux avaient nécessité l'envoi de plans de réparation à la Douglas Aircraft Co. pour approbation. Les réparations proposées par l'exploitant avaient été approuvées par la Douglas Aircraft Co., sous réserve de certaines conditions. Le constructeur considérait en effet que certaines réparations étaient provisoires et, par conséquent, valables pendant un certain temps. Il avait recommandé de remplacer ces réparations après un certain nombre d'heures de vol et, dans l'intervalle, de les inspecter régulièrement.

En novembre 1981, l'avion avait été vendu et réimporté aux États-Unis. À cette époque, une formule 337 (intitulée Major Repair and Alteration) de la Federal Aviation Administration (FAA) avait été remplie par le cédant. Les réparations exécutées avaient été indiquées et les cycles de remplacement et d'inspection recommandés par la Douglas Aircraft Co. y étaient décrits en détail.

Rien n'indique que les inspections en question aient été effectuées. Toutefois, les réparations étaient situées en des endroits normalement examinés pendant les inspections périodiques.

En juin 1984, un expert technique désigné par la FAA avait examiné les réparations aux panneaux en nida du bord de fuite des ailes gauche et droite, lesquelles arrivaient en fin de vie utile recommandée par la Douglas Aircraft Co. À la suite de cet examen, le remplacement des panneaux en nida avait été reporté à la grande vérification suivante, sous réserve de l'exécution des inspections périodiques recommandées par la Douglas Aircraft Co.

Lors de l'enquête publique du BCSA, le directeur de l'entretien d'Arrow Air a déclaré qu'il n'était pas au courant de l'accident de Casablanca ni des réparations subséquentes de l'avion. Il n'avait pas connaissance des examens périodiques nécessaires ni de la durée de validité des réparations effectuées en 1981. L'examen des documents de contrôle technique de l'avion a montré que, bien qu'une grande vérification ait été faite après juin 1984, le remplacement des réparations au bord de fuite n'avait pas eu lieu. La limite de validité des autres réparations n'avait pas encore été atteinte au moment de l'accident.

Dans les jours qui ont suivi l'accident, de nombreuses personnes se sont présentées pour faire part de leurs observations au sujet de l'état de l'avion et pour décrire certains événements qui s'étaient produits au cours des quelques mois ayant précédé l'accident. La plupart de ces observations se rapportaient à l'état de la cabine et surtout à son aspect esthétique, comme l'a considéré le BCSA. La plupart des observations se rapportaient à la navigabilité de l'avion et consistaient en des défectuosités qui avaient été inscrites dans le livret technique de l'avion puis corrigées, ou étaient des affirmations qui ne pouvaient être confirmées.

L'examen des documents de contrôle technique de l'avion pour les mois de juin à décembre 1985 (six mois) a révélé qu'il fallait périodiquement faire l'appoint en liquide hydraulique. Au cours des deux jours précédant l'accident, 13 pintes de liquide (six à McChord AFB et sept à Cologne) avaient été ajoutées au circuit.

L'installation d'eau potable de bord avait souvent fui par le passé. À ce sujet, l'intervention la plus récente avait eu lieu à Oakland avant le vol du 10 décembre, au départ de McChord AFB. Pour faire suite à une inscription dans le carnet de bord selon laquelle la conduite d'alimentation du circuit fuyait dans la soute à bagages numéro trois, les observations suivantes avaient été inscrites: "Conduite remplacée au siège 27 ABC. Conduite remplacée dans soute avant no 1, conduite lavabo brisée." (Traduction libre)

Le circuit d'eau potable fuyait encore quand l'avion est arrivé à McChord AFB, le 10 décembre 1985. On avait signalé que l'eau potable n'arrivait pas au lavabo arrière. Le commandant de bord avait mentionné ces ennuis quand il avait téléphoné de Gander au centre d'exploitation d'Arrow Air à Miami, juste avant l'accident. Le plein d'eau avait été effectué pour la dernière fois avant le départ de Cologne, le 12 décembre 1985.

À la fin de la série de vols aller-retour effectués entre le 10 et le 12 décembre, l'appareil devait être convoyé à Oakland pour que soit remplacé le disque de turbine T-3 du moteur numéro quatre, lequel disque n'était plus qu'à 88 heures de sa limite de durée de vie utile.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Généralités

Le 12 décembre 1985, la météo de Gander était dominée par un système dépressionnaire profond, presque stationnaire, situé à 250 milles environ au sud du Groenland. La dépression produisait un courant humide du nord-ouest qui donnait un ciel couvert avec chutes de neige légères et occasionnelles, de la neige en grains et de la bruine verglaçante très légères.

1.7.2 Prévisions

Les prévisions de zone du 12 décembre pour les régions de Fortune, St-Georges, Exploits et Bonne Bay émises à 5 h 30 GMT, valables de 6 h à 18 h GMT, donnaient des plafonds compris entre 1 500 et 2 500 pieds-sol et des nuages culminant à 6 000 pieds-sol. La visibilité prévue était comprise entre deux et six milles dans de légères averses de neige.

Dans l'est, où il y avait un courant ascendant en provenance du large, les plafonds prévus étaient compris entre 500 et 1 500 pieds-sol avec, occasionnellement, de la bruine verglaçante légère.

Les prévisions faisaient état de givre blanc léger à modéré dans les nuages, sauf dans la bruine verglaçante légère où elles mentionnaient du givre transparent modéré. Selon les prévisions, l'isotherme 0°C devait se trouver à la surface.

Les prévisions d'aérodrome pour Gander, émises à 4 h 30 GMT, le 12 décembre, faisaient état d'un ciel couvert à 1 500 pieds-sol, accompagné d'averses de neige légère, s'abaissant à 500 pieds-sol, avec une visibilité réduite à deux milles dans des averses de neige légère et, occasionnellement, de la bruine verglaçante légère.

1.7.3 Observations en surface

Dans l'ensemble, le temps à Gander était conforme aux prévisions. Pendant toute la soirée du 11 décembre et les premières heures du matin du 12 décembre, les plafonds ont varié entre 500 et 1 400 pieds-sol, et les visibilités entre 2,5 et 12 milles. Il y avait des précipitations sous la forme de bruine verglaçante légère à très légère, de neige en grains ou de neige.

Les observations en surface effectuées à Gander entre 6 h et 10 h 30 GMT étaient les suivantes :

6 h GMT	plafond mesuré à 1 400 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 800 pi, visibilité 10 mi dans de la neige légère, pression barométrique 1 011,6 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 330° vrai à 4 kt, calage altimétrique 29,84 po Hg, stratocumulus 6 dixièmes, stratocumulus 4 dixièmes.
6 h 45 GMT (spéciale)	plafond mesuré à 1 200 pi avec ciel couvert, visibilité 2,5 mi dans de la neige en grains légère, vent 330° vrai à 5 kt, stratocumulus 10 dixièmes.
7 h GMT	plafond mesuré à 1 200 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 200 pi, visibilité 2 mi dans de la neige en grains légère, pression barométrique 1 011,6 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 330° vrai à 4 kt, calage altimétrique 29,85 po Hg, stratocumulus 8 dixièmes, stratocumulus 2 dixièmes.

7 h 40 GMT (spéciale)	nuages épars à 600 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 200 pi, visibilité 5 mi dans de la bruine verglaçante très légère et de la neige en grains légère, vent 300° vrai à 5 kt, stratus fractus 3 dixièmes, stratocumulus 5 dixièmes, stratocumulus 2 dixièmes.
8 h GMT	nuages épars à 600 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 000 pi, visibilité 8 mi dans de la bruine verglaçante très légère et de la neige en grains légère, pression barométrique 1 011,6 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 300° vrai à 5 kt, stratus fractus 3 dixièmes, stratocumulus 5 dixièmes, stratocumulus 2 dixièmes.
9 h GMT	nuages épars à 600 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 200 pi, visibilité 10 mi dans de la bruine verglaçante très légère et de la neige en grains légère, pression barométrique 1 011,6 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 300° vrai à 4 kt, calage altimétrique 29,85 po Hg, stratus fractus 5 dixièmes, stratocumulus 4 dixièmes, stratocumulus 1 dixième.
9 h 45 GMT (spéciale)	nuages épars à 700 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec ciel couvert, visibilité 12 mi dans de la neige en grains très légère, vent 290° vrai à 4 kt, stratus fractus 5 dixièmes, stratocumulus 5 dixièmes.
10 h GMT	nuages épars à 700 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec ciel couvert, visibilité 12 mi dans de la neige en grains très légère, pression barométrique 1 011,8 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 290° vrai à 4 kt, calage altimétrique 29,86 po Hg, stratus fractus 5 dixièmes, stratocumulus 5 dixièmes.
10 h 30 GMT (observation spéciale accident)	nuages épars à 700 pi, plafond mesuré à 1 200 pi avec nuages fragmentés, ciel couvert à 2 500 pi, visibilité 12 mi dans de la neige en grains très légère, pression barométrique 1 011,8 mb, température -4°C, point de rosée -5°C, vent 290° vrai à 2 kt, calage altimétrique 29,85 po Hg.

(L'annexe B renferme la définition des types de précipitation et de leur qualité.)

1.7.4 Relevé des précipitations et des températures en surface

Entre 6 h et l'heure de l'accident, la température en surface enregistrée à Gander avait varié entre -3,8 et -4,2 degrés Celsius. Le point de rosée avait varié entre -4,5 et -5,1 degrés Celsius.

De la neige légère était tombée entre 6 h et 6 h 45. La neige en grains légère avait commencé à tomber à 6 h 45 et avait continué jusqu'à 9 h 45. À 7 h 40, une bruine verglaçante très légère avait commencé à tomber; elle avait continué jusqu'à 9 h 45. Entre 9 h 45 et l'heure de l'accident, les précipitations enregistrées avaient uniquement consisté en chutes de neige en grains très légère.

À Gander, les observations météorologiques sont effectuées en deux endroits. Le lieu principal d'observation est situé sur le toit de l'aérogare, et le deuxième au niveau du sol, à 200 pieds environ de l'aérogare. En cas de précipitations verglaçantes, réelles ou soupçonnées, les observateurs se servent d'un indicateur d'accumulation de glace qui se compose d'un petit morceau d'alliage d'aluminium (semblable à celui dont est fait la cellule d'un avion) et qu'on place à l'extérieur, sur le lieu d'observation. À chaque observation, l'observateur examine l'indicateur pour voir s'il y a présence de précipitations verglaçantes. Des observations météorologiques obligatoires sont faites toutes les 30 minutes, à l'heure et à la demie de chaque heure.

En cas de précipitations verglaçantes, l'indicateur est remplacé à chaque observation obligatoire. Avant sa mise en place, l'indicateur est prérefroidi à la température ambiante. Par conséquent, quand il est examiné à l'observation qui suit sa mise en place, il montre le type et la quantité de précipitation verglaçante des 30 minutes précédentes.

L'observateur météorologique en service au moment de l'accident a déclaré à l'enquête publique du BCSA que, pendant les heures qui ont précédé l'accident, il avait visité régulièrement les deux lieux d'observation pour vérifier les indicateurs de givrage. Il a ajouté qu'à l'observation de 9 h, il avait observé une petite quantité de bruine verglaçante sur l'indicateur du toit de l'aérogare, plus précisément des petits dépôts couvrant 10 à 15 p. 100 de la surface totale de l'indicateur. Il avait également constaté que de la neige en grains mélangée à de la bruine verglaçante adhérait à la surface de l'indicateur. Ensemble, la bruine verglaçante et la neige en grains couvraient approximativement 30 p. 100 de la surface de l'indicateur. Le tout se présentait comme une couche mince et rugueuse qui ressemblait à du papier de verre de grain moyen et qu'on pouvait enlever avec l'ongle. L'état de l'indicateur situé au niveau du sol était essentiellement le même. À la suite de cette observation, le message d'observations en surface de 9 h a fait état de précipitations sous la forme de bruine verglaçante très légère et de neige en grains légère.

Après l'observation de 9 h, les deux indicateurs ont été remplacés conformément à la consigne. La précipitation verglaçante observée sur les indicateurs à 9 h 30 se composait aussi de bruine verglaçante mêlée à de la neige en grains, mais la quantité était moindre que celle qui avait été observée à 9 h. La texture de la surface était cependant identique, et la diminution de la quantité ne suffisait pas à justifier un changement des précipitations indiquées dans le message d'observations en surface de 9 h.

Après l'observation de 9 h 30, les indicateurs ont été de nouveau remplacés. Ils ont été examinés à 9 h 43, et, à ce moment, seule de la neige en grains a été observée en petite quantité. Il n'y avait pas de bruine verglaçante. À la suite de cette observation, l'observateur a déterminé que la bruine verglaçante avait cessé et que l'intensité de la neige en grains avait diminué. Conséquemment, un message d'observations météorologiques spécial a été lancé à 9 h 45, faisant état de précipitations sous la forme de neige en grains très légère.

Des observations similaires de petites quantités de neige en grains ont été faites à 10 h et à 10 h 30. À aucune de ses visites sur les lieux d'observation après 9 h 45 l'observateur n'a remarqué d'indication de bruine verglaçante.

Au cours de cette période, aucune différence appréciable n'a été remarquée entre les indicateurs des deux lieux d'observation.

La hauteur des précipitations se mesure sur une période de six heures. Les mesures intéressant l'accident correspondent à la période comprise entre 6 h 01 GMT et 12 h GMT, le 12 décembre 1985. Pendant cette période, les précipitations mesurées ont consisté en des traces de bruine verglaçante (moins de 0,2 millimètre) et en neige en grains (0,2 centimètre, ce qui équivaut à 0,2 millimètre d'eau).

1.7.5 Observations de pilotes

Un British Aerospace VC-10 s'est posé à Gander à 6 h 26, soit quatre heures environ avant l'accident et a quitté à 7 h 16, trois heures avant l'accident. L'équipage de cet avion a indiqué qu'il n'y avait pas eu de givrage appréciable ni à l'approche ni au départ. Il a signalé des

précipitations sous la forme de neige en grains légère au cours de l'approche, de l'escale et du départ. Aucune condition météorologique particulière ou inhabituelle n'a été observée.

Un Boeing 737 est parti de Gander à peu près 45 minutes après l'arrivée du vol MF1285R et 30 minutes avant l'accident. Le pilote de cet avion a déclaré que la base des nuages était à environ 700 pieds-sol, et le sommet des nuages à environ 4 000 pieds-mer. Pendant la montée initiale, il avait rencontré du givrage modéré dans les nuages. Il a estimé qu'il lui avait fallu une minute environ pour traverser la couche nuageuse. Pendant ce temps, il avait constaté l'accumulation d'un quart de pouce de glace environ sur le montant central du pare-brise. Au-dessous des nuages, il n'avait remarqué de givrage ni en vol ni au sol pendant le roulage et la course au décollage. Il était persuadé que la glace qui s'était formée sur l'avion consistait principalement en du givre transparent. Ce givre n'a causé aucune difficulté en raison du très court laps de temps passé dans les nuages. Il s'est rapidement dissipé une fois l'appareil arrivé au-dessus de la couche. Le pilote a ajouté que, après le décollage, le vol avait été très calme. Il n'avait rencontré ni turbulence ni cisaillement du vent.

Un Piper PA-31 a atterri sur la piste 31 de Gander à 10 h 16, soit quelque 30 secondes après l'accident. L'équipage de cet avion a signalé des conditions givrantes dans la couche nuageuse située entre 4 000 pieds-mer et 700 pieds-sol. Le givrage était suffisamment important pour obscurcir la vue depuis le poste de pilotage. L'équipage a indiqué que seule une petite partie du pare-brise était dégagée. Il a aussi indiqué qu'il y avait de la bruine. Aucune autre condition météorologique particulière ou inhabituelle n'a été observée.

Environ 20 minutes après l'accident, un autre Boeing 737 a atterri à Gander. Le commandant de bord de cet appareil a déclaré que, pendant la descente précédant l'atterrissage, le sommet des nuages se trouvait à environ 4 000 pieds-mer et que la base des nuages était à environ 700 pieds-sol. Il ne s'est pas rappelé avoir rencontré de givrage. Par contre, il a rencontré une précipitation très légère sous la base des nuages. Selon la description qu'il en a faite, il s'agissait d'une bruine très légère, mais il n'a pas pu déterminer si elle était verglaçante.

Pendant la descente, il a ajouté que le vol avait été calme et le vent faible, et qu'il n'y avait pas eu de turbulence.

1.8 Aides à la navigation

Le Centre de contrôle régional (ACC) de Gander est équipé d'un radar de surveillance d'aéroport (ASR-5) et d'un système commun en route et terminal (JETS). Ce dernier est un système automatisé qui permet de suivre les données du radar de surveillance secondaire qui sont présentées au contrôleur sous forme alphanumérique. L'altitude est déterminée à partir du signal en mode C émis par le transpondeur de l'aéronef et elle est indiquée en paliers de 100 pieds au-dessus du niveau de la mer. Les données d'altitude sont fournies au transpondeur par le circuit de pression statique normal du pilote ou du copilote. L'altitude vraie est inférieure d'environ 35 pieds à l'altitude affichée pour une vitesse indiquée de 165 noeuds (KIAS). La vitesse sol est calculée à partir du vecteur vitesse lissé et elle se compose essentiellement d'une moyenne pondérée de la vitesse sur trajectoire.

Les données des radars ne sont pas enregistrées à Gander. Cependant, le contrôleur des départs a observé l'écho de l'avion sur le radar secondaire pendant que celui-ci se déplaçait le long de la piste. La vitesse sol du bloc de données a augmenté jusqu'à 150 noeuds, et l'indication d'altitude en mode C n'a pas dépassé 500 pieds-mer pendant toute la tentative de décollage.

L'écho s'est déplacé jusqu'à un point correspondant à environ un quart de mille au-delà de la piste, après quoi il est entré en mode "coast". L'altitude n'a jamais dépassé 500 pieds.

1.9 Télécommunications

L'équipage a reçu l'autorisation de rouler jusqu'à la piste 22, à 10 h 09. Il a reçu et répété son autorisation de vol aux instruments (IFR) pendant qu'il roulait. Il a alors été prié d'accélérer le roulage parce qu'un avion, encore éloigné de 12 milles, était en approche finale sur la piste 31. L'équipage a ensuite reçu pour instruction de tourner à droite sur la piste 22, et, à 10 h 14, il a reçu l'autorisation de décoller et en a accusé réception. La course au décollage n'a commencé que 45 secondes environ après cet accusé de réception.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport international de Gander est un aérodrome public appartenant à Transports Canada et est exploité par ce dernier. Il est situé à proximité de la ville de Gander (Terre-Neuve). L'altitude de référence de l'aérodrome est de 496 pieds-mer.

La piste 22 mesure 10 500 pieds de longueur sur 200 pieds de largeur et sa surface est asphaltée. Le seuil de cette piste est décalé de 300 pieds, ce qui laisse une longueur de roulement utilisable au décollage (TORA) et une distance accélération-arrêt utilisable (ASDA) de 10 200 pieds. La distance de décollage utilisable (TODA) est de 11 200 pieds (y compris un prolongement dégagé de 1 000 pieds). L'altitude du seuil est de 452 pieds-mer. Comme l'altitude du seuil de la piste 04 est de 425 pieds-mer, la pente descendante moyenne de la piste est de 0,25 p. 100 (voir la figure 1.3).

Pour le départ, le vol MF1285R a roulé sur la piste 13-31 et a tourné à droite sur la piste 22. À partir du point où le décollage a été amorcé, il y avait environ 300 pieds utilisables pour le décollage derrière l'avion; par conséquent, il restait environ 9 900 pieds utilisables pour la course au décollage.

Afin qu'il puisse utiliser les 10 200 pieds de la piste, il aurait fallu que l'avion remonte sur une courte distance au nord de la piste 13-31. Le matin de l'accident, la partie de la piste 22 située au nord de la piste 13-31 n'avait pas été déneigée.

Au-delà de l'extrémité de la piste 22, le terrain descend rapidement en direction du lac de Gander, situé à environ un mille du bout de piste. La route transcanadienne coupe perpendiculairement le prolongement de l'axe de piste, à 900 pieds environ de son extrémité. À l'intersection, l'altitude de la route est inférieure de 38 pieds à celle de l'extrémité de la piste.

Pendant plusieurs heures avant le départ du vol MF1285R, des précipitations légères à très légères sont tombées sous forme de neige, de neige en grains et de bruine verglaçante. Par conséquent, au cours de cette période, le service d'entretien de l'aéroport déblayait et balayait les pistes et répandait de l'urée. Selon un compte rendu d'état des pistes émis à 8 h 10 GMT, la piste 22 était dégagée et mouillée à 40 p. 100, couverte de glace rugueuse à 60 p. 100, et une bande centrale de 100 pieds était traitée à l'urée. À l'arrivée, le pilote du vol MF1285R avait signalé au contrôle de la circulation aérienne que le freinage était bon sur la piste 04.

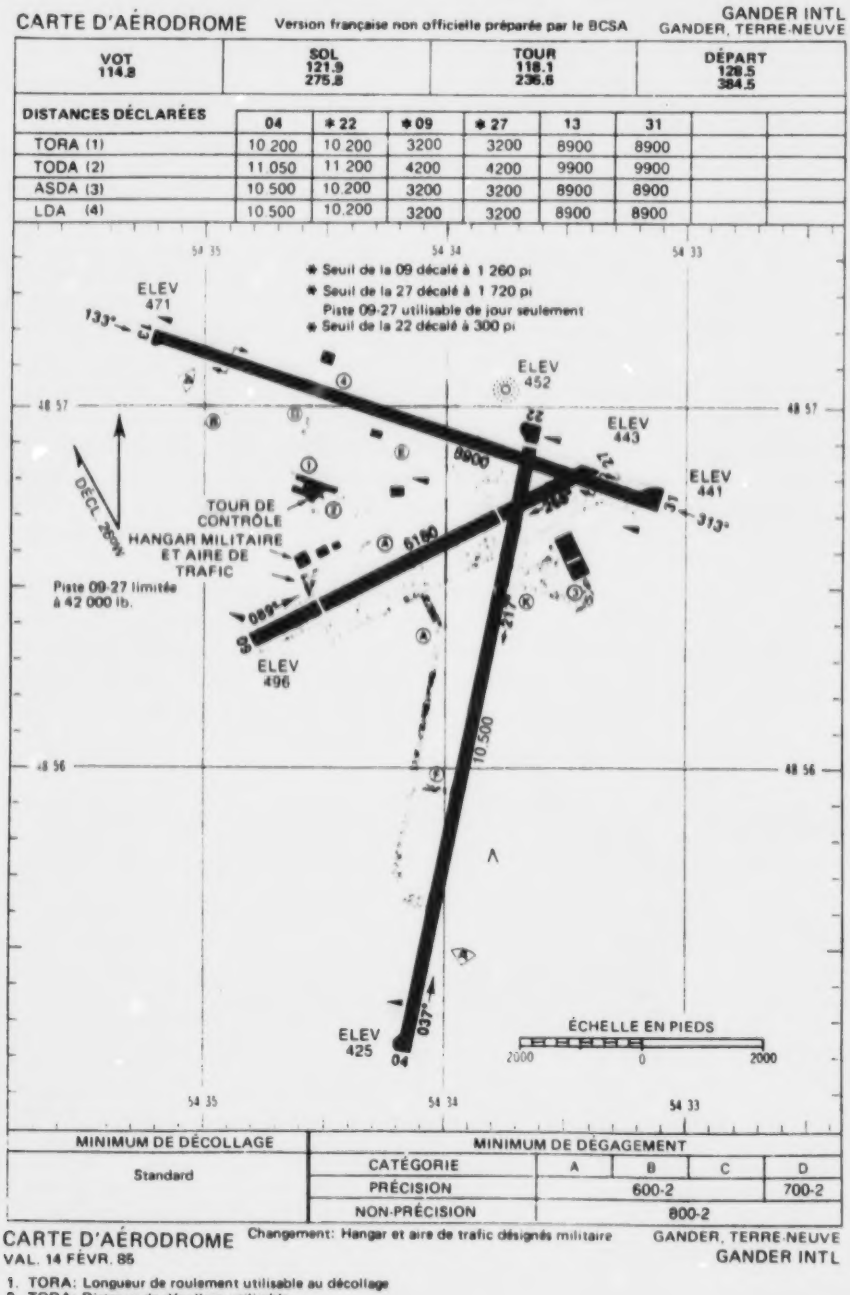


Figure 1.3 Plan de l'aéroport international de Gander

Le pilote d'un Boeing 737 parti de Gander environ 30 minutes avant l'accident a signalé, après l'accident, que la piste 22 était mouillée et qu'il y avait peut-être de la glace et de la neige fondante. Le roulage et le décollage ne lui avaient causé aucune difficulté.

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion était doté d'un enregistreur phonique (CVR) Sundstrand AV-557A et d'un enregistreur de données de vol (FDR) United Control FA542.

L'enregistreur phonique conserve les 30 dernières minutes de quatre voies d'information sonores en les enregistrant sur une bande réversible à huit pistes, d'un quart de pouce, faite de Vicalloy, et qui défile à une vitesse de deux pouces et trois quarts par seconde.

L'enregistreur de données de vol trace les valeurs de l'altitude pression, de la vitesse indiquée, du cap magnétique et de l'accélération verticale sur une feuille d'acier inoxydable, large de 4,9 pouces et défilant à 0,1 pouce par minute. Les empreintes du stylet sont des échantillons discrets pris toutes les secondes, sauf pour l'accélération verticale qui est normalement enregistrée 10 fois par seconde. D'autres stylets à trace continue enregistrent des intervalles d'une minute, le passage en émission des émetteurs radio et le cap enregistré, dans la moitié nord ou sud du compas. Les 200 pieds de longueur de la feuille permettent 400 heures d'enregistrement sur un seul côté. L'enregistreur avait été étalonné pour la dernière fois le 11 novembre 1982.

Les deux enregistreurs ont été récupérés sur les lieux, l'après-midi même de l'accident et ont été immédiatement envoyés par avion pour dépouillement et analyse au Centre de dépouillement des enregistreurs de vol du Conseil national de recherches du Canada.

1.11.1 Restitution de l'enregistrement phonique

À l'ouverture de l'enregistreur phonique, on a constaté que la bande en Vicalloy était brisée en deux endroits, près des bobines, et que le morceau de bande entre les deux cassures était encore en place, autour des cabestans et de la tête d'enregistrement. Des ruptures de bande de ce genre ont été constatées dans d'autres accidents; elles sont attribuables au choc. Hormis ces cassures, la bande était intacte.

Les pistes d'enregistrement pilote et copilote étaient normales, de même que la piste interphone de bord. La piste du microphone d'ambiance du poste de pilotage, malgré la présence de bruit indéterminé à large bande, ne contenait aucune conversation normale de l'équipage ni aucun bruit de fond du poste de pilotage. Des paroles incompréhensibles pouvaient être entendues très faiblement; elles ont été attribuées à de la diaphonie en provenance des pistes du pilote et du copilote. Les bruits occasionnels de microphone étaient semblables à ceux produits quand la bande de métal était momentanément dérangée à proximité de la tête d'enregistrement. À l'endroit correspondant au moment de l'accident, un certain nombre de signaux brefs de plus grande amplitude ont été décelés. On a déterminé que ces signaux résultaient de perturbations électriques causées par la dislocation de l'avion.

1.11.2 Restitution de l'enregistrement des paramètres de vol

Quand la feuille métallique a été examinée au microscope de l'appareil servant à mesurer les coordonnées, on a constaté que les empreintes des stylets d'enregistrement d'altitude, de vitesse et de cap présentaient une forme allongée normale, malgré un espacement irrégulier des emprein-

tes discrètes, probablement causé par des imperfections dans le couple exercé sur la bobine réceptrice. L'irrégularité du couple faisait faire un petit saut à la feuille métallique, toutes les trois ou quatre secondes, comme c'est fréquemment le cas dans ce type d'enregistreur.

Les empreintes du stylet d'accélération verticale étaient de qualité inférieure à la norme. Au lieu des empreintes fines que la pointe pyramidale du stylet aurait dû laisser 10 fois par seconde, il n'y avait, entre les sauts de la feuille métallique, que trois ou quatre marques rondes qui se chevauchaient, ce qui porte à croire que ces marques étaient faites à peu près toutes les secondes.

À cause du fonctionnement irrégulier de l'enregistreur de données de vol, il a été difficile d'extraire des renseignements fiables de la feuille métallique. Pour commencer, les coordonnées des empreintes des stylets ont été lues puis converties en grandeurs physiques à l'aide d'étalonnages courants. Les premiers graphiques ainsi obtenus ont été ensuite modifiés dès réception du dernier rapport d'étalonnage au banc de l'enregistreur. À plusieurs reprises, on a tenté de raffiner davantage les renseignements. En particulier, on a consacré beaucoup de temps et d'efforts à reconstituer et à porter, un par un, les points de vitesse, d'altitude et de cap magnétique, en admettant un intervalle d'une seconde entre les empreintes des stylets, afin de contourner les erreurs de temps dues aux fluctuations de la vitesse de défilement de la feuille métallique.

Afin de dériver quelques renseignements comparatifs pour vérifier la validité des paramètres enregistrés, on a effectué des mesures à partir du décollage de Cologne à destination de Gander. Pour que soient contre-vérifiées les données de vitesse et déterminés les profils de descente en approche, des mesures semblables ont été faites pour l'approche et l'atterrissage à Gander. Il a été estimé que la trace de vitesse était précise à plus ou moins cinq noeuds.

La distance des points auxquels un stylet en contact permanent avec la feuille métallique indiquait le passage en émission des émetteurs radio, avant le décollage, a également fait l'objet de mesures. Par ce procédé, on a pu établir une corrélation entre le temps écoulé conventionnel de la feuille métallique et l'heure GMT enregistrée sur la bande de la tour de contrôle.

Les paramètres reconstitués sont représentés à la figure 1.4. Le graphique couvre un temps écoulé de 1 minute 40 secondes à partir de 10 h 14 min 33 s. Les mesures ont été arrêtées là où l'avancement normal de la feuille métallique a cessé. Au-delà, un grand nombre d'empreintes ont été relevées pour chaque paramètre, toutes à peu près à la même distance. On suppose que celles-ci ont été faites pendant la dislocation de l'avion.

L'analyse des paramètres enregistrés indique que la course au décollage a commencé à 10 h 15 min 6 s. La vitesse indiquée a ensuite augmenté régulièrement et a culminé à 172 noeuds, 53 secondes après le début de la course au décollage, puis a diminué.

L'examen de la trace de l'accélération verticale a permis de conclure que l'arraché s'était produit 51 secondes après le début de la course au décollage.

Selon l'intégration de la vitesse vraie, compte tenu du vent observé, 51 secondes après le lâcher des freins, l'avion était à environ 8 000 pieds du point de départ de la course au décollage, et il a franchi l'extrémité de la piste quelque 57 secondes après le début du décollage.

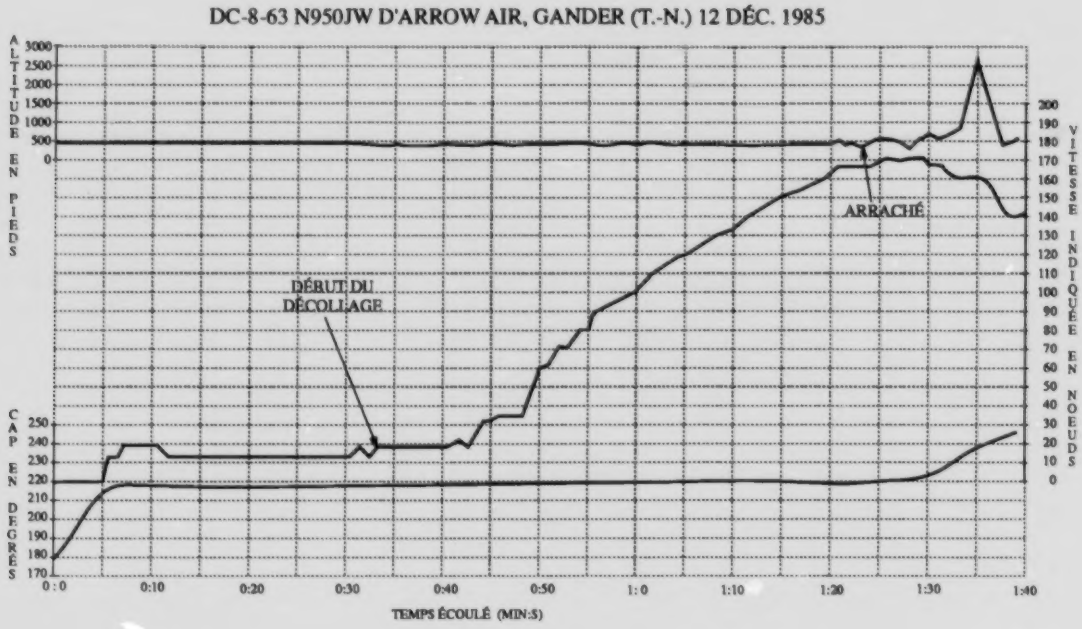


Figure 1.4 Restitution de l'enregistrement des paramètres du vol en cause

À l'instant où la vitesse maximale enregistrée a été atteinte, la courbe d'altitude s'est mise à osciller considérablement. Les fluctuations étaient trop grandes pour représenter des variations réelles d'altitude; c'est pourquoi on les a plutôt attribuées à des erreurs de pression statique causées par des vibrations aérodynamiques de décrochage.

Il n'a pas été possible d'obtenir une chronologie fiable des valeurs de l'accélération verticale pour estimer la trajectoire de vol. En outre, l'accélération verticale réelle n'a pu être calculée en l'absence de données sur le tangage et le roulis. On a déterminé que, dans les secondes qui ont suivi l'arraché, les valeurs d'accélération verticale enregistrées avaient culminé à 1,26 g (1 g correspondant au vol en palier), diminué à environ 0,88 g et oscillé par la suite entre 1,30 g et 0,77 g. Au cours des dernières secondes avant l'impact, ces valeurs étaient presque toutes inférieures à 1 g, chutant à un minimum de 0,72 g.

L'avion a commencé à dévier vers la droite, à peu près au moment où la vitesse maximale a été atteinte. Il a continué à dévier jusqu'à 25 degrés par rapport à l'axe de piste, avant que l'enregistreur de données de vol cesse de fonctionner.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Généralités

L'avion a heurté le sol, en pente descendante, près du sommet d'une colline boisée, en un point situé à 2 975 pieds au-delà de l'extrémité de la piste 22 et à 720 pieds à droite de l'axe du prolongement de piste. Le premier contact s'est fait avec un arbre, à l'altitude de 279 pieds-mer. À cet endroit, l'altitude du sol est de 240 pieds-mer environ.

À partir de ce point, l'avion a continué à descendre dans les arbres. Le premier contact avec le sol a eu lieu 920 pieds après le premier contact avec les arbres.

L'avion a laissé un sillon d'environ 1 300 pieds de longueur sur 130 pieds de largeur. Le sillon était orienté au 240 degrés magnétique. La pente moyenne du sol à cet endroit est de sept degrés.

1.12.2 Séquence de dislocation

L'avion a taillé deux brèches distinctes quand il a commencé à descendre dans les arbres. À l'enquête, il est apparu que la plus basse des deux brèches, celle située à gauche quand on regarde dans la direction du vol, avait été taillée par le stabilisateur et que la brèche la plus haute, celle située à droite, avait été taillée par l'aile droite. La forme de la brèche correspondait à une assiette de cabré, l'aile droite basse, au moment de l'impact.

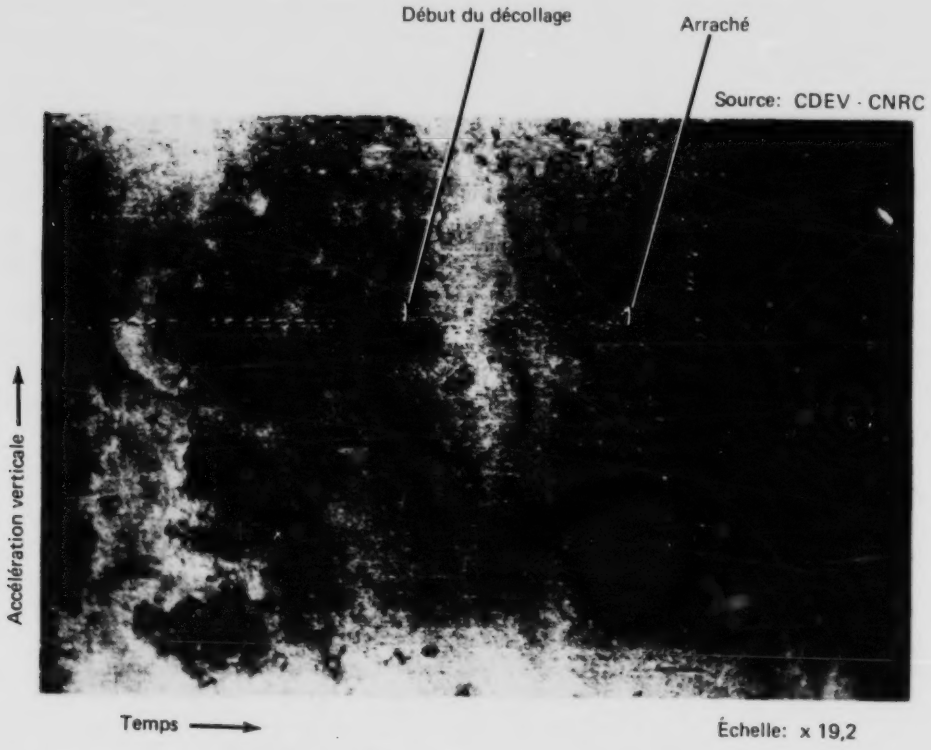


Figure 1.5 Photo de la trace de l'accélération verticale de l'enregistreur de données de vol

À mesure que l'avion descendait dans les arbres, la différence de hauteur entre les deux brèches a diminué jusqu'à ce qu'il n'y ait plus aucun écart appréciable au point d'impact avec le sol.

Des parties importantes du stabilisateur et des gouvernes de profondeur ont été arrachées de l'avion et retrouvées entre le premier point d'impact avec les arbres et le point d'impact avec le sol. Des parties de l'extrémité de l'aile droite ont été également retrouvées entre ces deux points. La forme des dégâts constatés sur le bord d'attaque de l'extrémité de l'aile, sur le stabilisateur et sur les gouvernes de profondeur correspondait à une assiette en cabré de l'avion, accompagné d'un léger mouvement de lacet vers la droite au moment de l'impact.

L'impact avec le sol a causé des dégâts considérables à l'aile droite. Les moteurs numéros trois et quatre ont été arrachés de leur mât. Un incendie alimenté par le carburant a commencé au point d'impact du moteur numéro quatre; il s'est propagé en aval et transversalement en direction du côté gauche de l'avion. Ce dernier s'est alors mis à obliquer davantage vers la droite, et l'empennage s'est détaché au niveau de la cloison étanche arrière.

Le reste de l'avion a continué à descendre le long du terrain en pente et a heurté deux affleurements rocheux, ce qui a arraché une partie importante de l'arrière du fuselage, derrière les ailes. À cet endroit, le mouvement de lacet à droite atteignait environ 60 degrés. La partie avant et la partie centrale du fuselage ont alors traversé une route d'accès en gravier; l'aile gauche, d'autres morceaux de l'aile droite et le poste de pilotage se sont détachés.

La partie centrale du fuselage a continué de descendre la pente sur une courte distance puis s'est immobilisée dans un ravin peu profond. La partie inférieure du sillon de l'épave a été la proie d'un incendie important alimenté par le carburant; la majeure partie de l'épave a été brûlée.

Des recherches minutieuses ont été effectuées sur la piste, et entre l'extrémité de la piste et le premier point d'impact, avec l'aide du personnel de la base des Forces canadiennes de Gander. Aucun élément ni débris susceptible de provenir de l'avion n'a été retrouvé. Rien n'indique que la queue de l'avion ait touché la piste pendant le décollage (voir la figure 1.6).

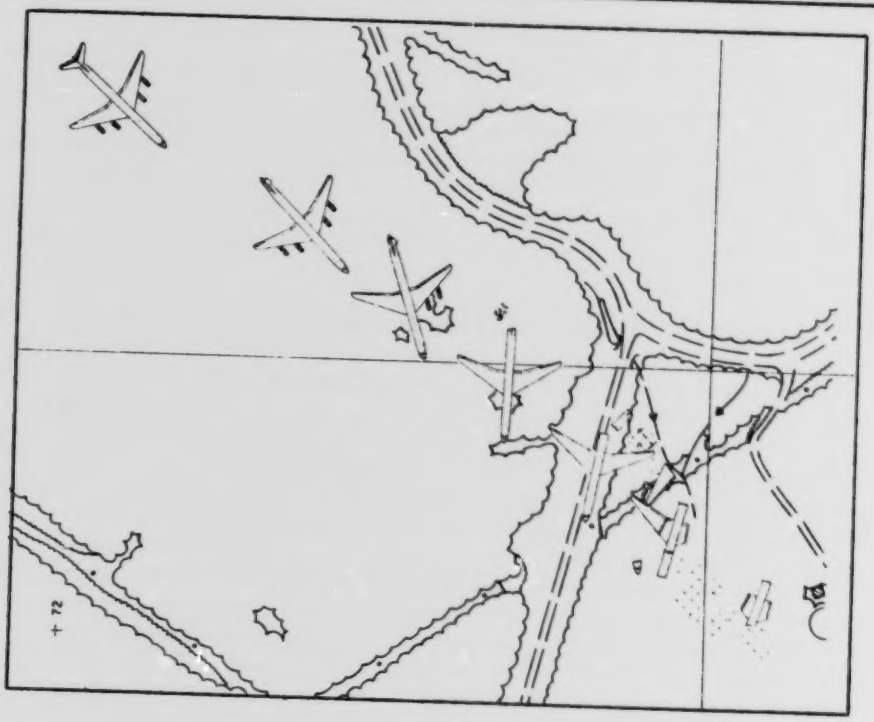


Figure 1.6 Séquence de dislocation de l'avion

1.12.3 Examen de l'épave

L'épave a été soumise à un examen approfondi pendant plusieurs mois, et les premières recherches sur le lieu de l'accident ont eu pour objet de localiser et d'identifier le plus grand nombre de composants possible de l'appareil. Certains composants ont été choisis et transportés en lieu sûr pour y être examinés plus tard, et certaines pièces ont ensuite été envoyées au Laboratoire technique du BCSA à Ottawa pour analyses et examen détaillés.

L'examen initial du lieu de l'accident et de l'épave a été gêné par des précipitations qui, en cinq jours, ont recouvert l'endroit d'une épaisse couche de neige. Grâce aux efforts conjugués de l'Armée des États-Unis, de la Gendarmerie royale du Canada (GRC) et du BCSA, un second examen a été effectué entre le 5 janvier et le 7 février 1986. Le lieu de l'accident a été systématiquement dégagé des arbres qui s'y trouvaient, des tentes ont été montées, la neige a été déblayée et l'endroit, soumis à un examen détaillé, a fait l'objet d'une documentation complète.

Toute l'épave a été récupérée et transportée dans un hangar gardé de l'aéroport de Gander où les éléments ont été disposés exactement comme ils l'étaient sur les lieux de l'accident. L'épave a été soumise à un examen approfondi, et un certain nombre de composants ont été choisis et envoyés au Laboratoire technique du BCSA, à Ottawa.

1.12.4 Description des dommages

1.12.4.1 Cellule

La plus grande partie de la voilure a été détruite à l'impact et des morceaux importants de celle-ci ont été consumés par le violent incendie qui s'est déclaré après l'écrasement. Environ 75 p. 100 de la surface des ailerons et des volets a pu être identifiée, mais moins de 50 p. 100 de la surface des déporteurs a été retrouvée. D'après l'examen de l'épave, rien ne prouve qu'il y ait eu défectuosité de la voilure ou de ses composants avant l'impact.

L'empennage s'est séparé du fuselage juste devant la cloison étanche arrière, et certaines parties ont été touchées par l'incendie qui a suivi. Le gouvernail de direction, retrouvé fixé à la dérive, formait un angle de 15 degrés à gauche par rapport au neutre, et son compensateur, un angle de deux degrés à gauche par rapport au neutre. Les parties supérieures des deux éléments avaient été détruites par le feu. Il ne restait qu'un moignon du stabilisateur droit sur lequel était encore fixé le vérin à vis. La longueur du filetage exposé du vérin correspondait à une compensation de 5,85 unités en cabré à la profondeur (UEC) (l'indicateur de compensation dans le poste de pilotage affichait 6 ±1 unités de braquage de la profondeur en cabré). Le reste du côté droit du stabilisateur et tout le côté gauche s'étaient rompus en plusieurs morceaux après le premier impact avec les arbres. Rien n'indique que l'empennage ait touché la piste pendant le décollage.

La reconstitution des différentes parties de la cellule a révélé des dommages considérables causés par le contact avec les arbres. Les gouvernes de profondeur avaient été moins endommagées du fait de la protection offerte par le stabilisateur. Les marques sur le bord d'attaque révèlent que le bord de fuite de la gouverne de profondeur était relevé de 25 à 30 degrés au moment de l'impact. Les dommages subis par les articulations sous l'effet du débattement excessif correspondent aussi à un braquage vers le haut de la gouverne de profondeur au moment de l'impact.

L'examen minutieux de la gouverne de profondeur a révélé la présence d'une éraflure de deux pouces dans le sens de la corde, sur le bord d'attaque du côté gauche de la gouverne de profondeur. Une marque correspondante a été retrouvée sur la tôle couvrant les trous d'allégement du longeron arrière du stabilisateur gauche. La nature de ces marques indique qu'elles auraient pu être causées par un corps étranger gênant le mouvement de la gouverne de profondeur. On n'a pu déterminer si les marques avaient été causées par l'impact ou si elles existaient auparavant. Rien n'indique qu'il y ait eu rupture de l'empennage ou de ses composants avant l'écrasement.

Le fuselage s'est rompu en plusieurs sections et a été consumé en grande partie par l'incendie. Rien n'indique que le fuselage ait présenté quelque défectuosité que ce soit avant l'accident.

Un examen plus approfondi de l'épave a été entrepris par un consultant engagé par les représentants d'Arrow Air. Celui-ci a découvert sur le fuselage ce qu'il croyait être un indice de dommage causé par une explosion avant l'impact. Il s'agissait d'un trou, grossièrement elliptique, dans une partie de la paroi du fuselage située juste derrière le côté droit de la porte avant. Le matériau entourant le trou était retroussé, et l'on a jugé que le trou avait été fait par un objet ayant heurté l'intérieur du fuselage à grande vitesse. Un second trou a été découvert dans une autre partie non identifiée du fuselage. Celui-ci était un petit peu plus gros et il déformait aussi le revêtement du fuselage vers l'extérieur. À la suite de ces deux observations, les deux parties de fuselage ont fait l'objet d'examens additionnels au Laboratoire judiciaire central de la Gendarmerie royale du Canada et au Laboratoire technique du BCSA. Ces examens n'ont révélé aucun indice étayant la position du consultant selon laquelle les trous auraient été causés par une explosion avant l'impact. L'expertise n'a relevé aucun indice de corps étranger ou de résidus

d'explosifs. Le trou dans la paroi du fuselage situé derrière la porte avant droite a été attribué à la projection d'un objet à travers le fuselage pendant la dislocation de l'avion. Dans leurs examens, les enquêteurs du BCSA ont observé d'autres cas de fractures aux arêtes retroussées (jusqu'à 360 degrés) qui ont été directement attribués à des dommages par impact causés pendant la dislocation. Pour ce qui est du deuxième trou, les enquêteurs ont remarqué que ses arêtes étaient moins retroussées que celles de l'autre trou, qu'elles avaient été amincies par brûlage et qu'elles étaient cassantes, signe qu'elles avaient été soumises à une chaleur intense. Les arêtes retroussées de ce trou ont été attribuées à l'affaissement de la cellule dans la chaleur intense de l'incendie qui a fait rage après l'écrasement.

1.12.4.2 Examen des équipements

L'importance des dommages causés par l'écrasement et par l'incendie a empêché un examen complet des équipements de l'appareil. Par conséquent, l'intégrité des équipements a été déterminée de la façon décrite ci-après.

L'examen s'est limité à une évaluation de la position et de l'état de fonctionnement de chaque équipement avant l'impact. Dans certains cas, les plaquettes signalétiques avaient été détruites par le feu, ce qui a empêché de déterminer la position d'origine d'un élément sur l'avion, dans la mesure où plusieurs éléments d'un même type se trouvaient dans un équipement donné. Chaque fois que c'était nécessaire et possible, les équipements ont été soumis à un examen interne ainsi qu'à des essais de fonctionnement.

Les deux vérins d'aileron ont été récupérés; mais aucun autre composant s'y rapportant, à part la tringlerie reliée aux vérins, n'a été retrouvé. La position des ailerons au moment de l'impact n'a pu être déterminée. L'examen des composants n'a révélé aucun défaut avant l'impact.

Aucune partie identifiable de la commande de profondeur entre le poste de pilotage et la cloison étanche arrière n'a été retrouvée au cours de l'examen de l'épave. La tringlerie de commande située dans la partie arrière du fuselage était rompue et arrachée. Il semble que tous les dommages aient été causés par l'impact.

Aucun des composants du circuit de la commande de direction, situé en deçà de la cloison étanche arrière n'a été retrouvé. La servocommande hydraulique de la gouverne de direction était en bon état, et celle-ci ainsi que les commandes et tringleries ne présentaient aucune marque extérieure indiquant des dommages avant l'impact. La servocommande a été déposée, et les essais auxquels elle a été soumise n'ont révélé aucun défaut antérieur à l'impact.

On a retrouvé et examiné les six vérins de volet pour déterminer l'extension des pistons au moment de l'impact. Les cylindres ont été découpés dans le sens de la longueur afin de permettre l'examen de leur surface intérieure. Quatre des cylindres avaient été fortement attaqués par la corrosion après l'accident, ce qui n'a pas permis de déterminer l'extension des pistons au moment de l'impact. Les deux autres cylindres étaient en bon état. Les marques laissées par l'impact laissent croire, sans toutefois le confirmer, que les volets étaient sortis à moins de 25 degrés.

On a retrouvé et examiné huit des 10 rails de volet pour voir s'ils présentaient des marques dues à un contact anormal des rouleaux au moment de l'impact avec le sol. Les positions des rouleaux à différents braquages des volets ont été déterminées sur un autre DC-8-63, pour fins de comparaison. La plupart des rails présentaient des empreintes multiples. On a jugé que les marques les plus nettes représentaient la position la plus probable au moment de l'impact initial. Il a été possible d'établir la position de deux rails seulement sur les huit récupérés. Il s'agissait du rail

extérieur du volet extérieur de chaque aile. Les empreintes de rouleau retrouvées sur le rail de volet de l'aile droite correspondaient à un braquage de 18 degrés. Plusieurs marques ont été relevées sur les rails de l'aile gauche, et elles correspondaient à un braquage compris entre 5 et 12 degrés des volets. Un seul rail central de volet extérieur a été retrouvé. Il n'a pas été possible de savoir sur quelle aile il était monté. Les empreintes de rouleau sur ce rail correspondaient à un braquage de 17 degrés. Les deux rails intérieurs d'un volet extérieur ont été retrouvés, mais il n'a pas été possible de déterminer sur quelle aile (droite ou gauche) ils étaient montés. Les empreintes de rouleau de ces rails correspondaient à des braquage de 23 et de 32 degrés respectivement.

Les deux rails extérieurs d'un volet intérieur ont été retrouvés; là non plus, il n'a pas été possible de déterminer sur quelle aile ils étaient montés. Les empreintes constatées sur l'un de ces rails étaient contradictoires. En effet, celles du côté gauche du rail correspondaient à un braquage de 50 degrés, alors que celles du côté droit indiquaient plutôt un braquage de 23 degrés. Les empreintes de l'autre rail extérieur de volet intérieur correspondaient à un braquage de 24 degrés. Un seul rail intérieur de volet intérieur a été retrouvé. Il n'a pas été possible de déterminer sur quelle aile il était monté. Les empreintes de ce rail correspondaient à un braquage de 18 degrés.

On a retrouvé et examiné les trois vérins de blocage des volets afin d'essayer de déterminer l'extension des pistons au moment de l'impact. Chaque vérin possède une tige indicatrice qui témoigne de la position du piston. Cette tige sort du vérin lorsque les volets sont rentrés et s'efface lorsqu'ils sont sortis. Les trois vérins avaient été gravement endommagés par l'incendie. Tous les raccords et le guide de la tige avaient été consumés, et le piston avait partiellement fondu. La tige indicatrice intérieure était complètement rentrée. Le piston avait été presque entièrement consumé. Le capuchon d'extrémité et le guide de la tige indicatrice manquaient et semblaient avoir été détruits par le feu alors qu'ils étaient toujours en place.

Comme les vérins de volets extérieurs et centraux sont fixés à un seul panneau de volet suffisamment robuste pour résister à une torsion importante, il n'est pas possible que le vérin de blocage extérieur puisse être complètement rentré quand le vérin central est partiellement sorti, sauf en cas de rupture d'une conduite hydraulique du vérin extérieur. De même, pour que le vérin de blocage intérieur soit complètement rentré, il faudrait qu'une conduite hydraulique du vérin intérieur se rompe. Comme on estime qu'il est peu probable que deux conduites hydrauliques indépendantes aient pu se rompre simultanément avant l'impact, on peut conclure que les pistons de vérin de blocage se sont déplacés au cours de la dislocation de l'avion ou pendant l'incendie qui a suivi l'écrasement. Le déplacement des pistons après l'impact est étayé par le fait que les vérins de blocage ont été gravement endommagés par l'incendie. En outre, la position pleins volets sortis, comme en témoignaient les vérins de blocage intérieur et extérieur, était en désaccord avec les empreintes de rouleau sur les rails de volets. Par conséquent, les trois vérins étaient dans un tel état qu'ils n'ont livré aucun renseignement utile ou fiable sur la position des volets au moment de l'impact.

L'indicateur de position des volets a été retrouvé et examiné. L'aiguille était relativement lâche dans l'instrument et, comme elle était libre de tourner, elle porte à douter de la lecture relevée (38 degrés). L'instrument ne présentait aucun dommage d'impact qui aurait pu permettre de connaître la position de l'aiguille au moment de l'écrasement.

On a retrouvé trois des quatre vérins de porte de fente d'aile. L'un était complètement déployé, le deuxième, complètement rentré et le troisième, qui était fixé à une partie de la porte de fente extérieure de l'aile gauche, a été retrouvé déployé à mi-course. Toutefois, l'examen a montré que ce dernier vérin était déployé pendant l'incendie au sol. Le fonctionnement des portes de fente

est tel que, lorsqu'elles sont ouvertes, les vérins extérieurs se déploient et les vérins intérieurs se compriment. En l'absence des plaques signalétiques, il n'a pas été possible de déterminer à quel endroit sur l'avion étaient montés les deux autres vérins récupérés. Les trois vérins retrouvés ne présentaient aucun signe de défaillance antérieure à l'impact.

On a retrouvé les deux vérins des déporteurs de roulis. D'après la position des pistons, les déporteurs de l'aile gauche étaient déployés, et ceux de l'aile droite, rentrés. La tringlerie et le levier de commande du circuit des déporteurs sol n'ont pas été retrouvés. Le vérin hydraulique a été retrouvé complètement déployé, ce qui signifie que les déporteurs étaient rentrés. Les deux circuits ne présentaient aucun signe de défaillance antérieure à l'impact.

Les seuls composants importants du circuit hydraulique qui ont été retrouvés sont deux pompes réacteur. Elles avaient été fortement endommagées au moment de l'impact, mais ne présentaient aucun signe de défaillance antérieure à l'accident.

Treize des 16 robinets de carburant ont été retrouvés. La position des robinets au moment de l'impact n'a pu être déterminée.

Le sélecteur de train n'a pas été récupéré. L'examen du train d'atterrissage et de ses vérins hydrauliques a montré que le train était sorti au moment de l'impact.

Les robinets d'arrêt du système de dégivrage du bord d'attaque des ailes et du stabilisateur horizontal ont pu être retrouvés et examinés. Il a été établi que tous étaient en position fermée. Comme ces robinets sont du type asservi par ressort en position fermée, ils se ferment quand l'alimentation est interrompue. Cela étant, il n'a été possible de recueillir aucun renseignement utile à propos du fonctionnement du système anti-givrage.

Les quatre bouteilles d'extincteurs chimiques montées dans les ailes de l'avion ont été récupérées du lieu de l'accident. Une bouteille était encore pleine, tandis que les trois autres avaient été déchargées. Chaque bouteille comprend deux clapets de décharge, la tuyauterie et le circuit de commande qui permettent de décharger l'une ou l'autre bouteille d'une aile dans l'un ou l'autre réacteur de cette aile. Chaque clapet de décharge est actionné par un déclencheur pyrotechnique à commande électrique qui projette un perforateur sur une membrane frangible pour libérer l'agent extincteur. L'agent extincteur des bouteilles peut également être libéré par décharge thermique. Cette situation survient lorsque la pression de la bouteille atteint une valeur prédéfinie et qu'un disque frangible est rompu. Cette caractéristique empêche que la bouteille se rompe à la suite d'une augmentation de la pression interne résultant de l'exposition de la bouteille à des températures excessives. L'examen des trois bouteilles déchargées a révélé que la surface extérieure de l'une d'entre elles présentait deux petites zones renflées, chacune diamétralement opposée aux clapets de décharge, indiquant que les perforateurs avaient été déclenchés après que l'agent chimique eut été déchargé thermiquement au cours de l'incendie qui a suivi l'écrasement. La surface extérieure d'une deuxième bouteille ne présentait aucune zone renflée. Au démontage des clapets de décharge de cette bouteille, on a remarqué que les perforateurs étaient toujours en place, indiquant que cette bouteille avait aussi été déchargée thermiquement au cours de l'incendie qui a suivi l'écrasement.

La surface extérieure de la troisième bouteille ne présentait elle non plus aucune zone renflée. Le démontage des clapets de décharge de cette bouteille a révélé qu'un déclencheur pyrotechnique avait fonctionné. L'absence de zone renflée sur la surface de la bouteille, à l'opposé des clapets de décharge indiquait que le fonctionnement du déclencheur et la projection du perforateur s'étaient produits alors qu'il y avait encore de l'agent extincteur dans la bouteille, ce qui a amor-

ti la force du perforateur et empêché tout bosselage de la bouteille. L'examen des dossiers de l'avion a indiqué que la troisième bouteille avait été montée dans l'aile droite. On a comparé le montage de cette bouteille aux dessins du manuel de maintenance et au montage des bouteilles situées dans un autre DC-8. On a conclu que le clapet de décharge, correspondant au déclencheur pyrotechnique actionné, était celui du réacteur numéro trois.

Le tableau de bord avec ses instruments a été retrouvé relativement intact, mais fortement endommagé. Les éléments récupérés, qui comprenaient des ampoules provenant de différents voyants annonciateurs, d'avertissement et d'alarme, ont été examinés et analysés en détail au Laboratoire technique du BCSA.

La plupart des instruments retrouvés étaient trop endommagés pour être analysés, ou ils ne pouvaient fournir aucun renseignement utile ou fiable sur leur affichage au moment de l'impact.

L'examen des quatre indicateurs de rapport de pression réacteur (EPR) a permis de relever les lectures suivantes au moment de l'impact:

Réacteur numéro 1:	1,88
Réacteur numéro 2:	1,34
Réacteur numéro 3:	2,04
Réacteur numéro 4:	1,96

L'anémomètre du copilote n'a été que légèrement endommagé. Cet instrument était muni d'une bague extérieure comprenant deux curseurs mobiles en plastique qui sont normalement utilisés pour repérer les vitesses de référence au cours des phases de décollage et d'approche. Un examen a montré que ces deux curseurs se trouvaient à des positions correspondant à des vitesses de 144 et de 185 noeuds. Un curseur interne, situé à l'intérieur de l'instrument et commandé par un bouton rotatif, se trouvait à une position correspondant à une vitesse de 158 noeuds.

L'anémomètre du commandant de bord a été lourdement endommagé dans l'incendie. Le curseur avait été consumé à une position correspondant à 172 noeuds. L'instrument ne présentait aucune bague extérieure; on a d'ailleurs déterminé qu'il n'en comportait pas du tout au moment de l'accident. L'aiguille de l'anémomètre indiquait 165 noeuds.

On a déterminé qu'un certain nombre de voyants d'avertissement ou d'alarme et de voyants annonciateurs étaient allumés au moment de l'impact. Il faut environ 50 millisecondes pour qu'une ampoule du type utilisé dans ces voyants atteigne la pleine incandescence. Aussi, faut-il tenir compte de la séquence de dislocation de l'avion pour déterminer si les renseignements fournis par l'allumage de chaque voyant sont pertinents. L'expérience montre que l'allumage des voyants est souvent causé par la défaillance des différents systèmes à mesure que l'avion se disloque. Ainsi, compte tenu de la dislocation progressive de l'avion pendant qu'il dévalait la pente à travers les arbres, l'allumage de l'un ou l'autre voyant ne peut être vu comme étant une indication fiable d'anomalie de système antérieure à l'impact.

Le voyant principal d'alarme incendie a été retrouvé et examiné. On a déterminé qu'une des deux ampoules de ce voyant était éteinte au moment de l'impact. L'examen de l'autre ampoule n'a permis de tirer aucune conclusion.

Un des quatre voyants d'alarme incendie de compartiment réacteur a été retrouvé sur les lieux de l'accident et examiné. On a déterminé qu'il était éteint au moment de l'impact.

On a établi que d'autres voyants permettant de constater l'intégrité des systèmes de bord avant l'impact étaient éteints au moment de l'écrasement. Il s'agissait du voyant de compensateur de Mach déploiement/panne, du voyant de basse pression de la bâche hydraulique et du voyant de commande manuelle du gouvernail de direction et de celui de la porte de fente d'aile.

1.12.4.3 Réacteurs

Les quatre réacteurs ont été retrouvés dans les limites de la zone de l'épave. Ils s'étaient détachés de leur point de fixation sur la voilure et avaient perdu leurs capotages dans l'écrasement. Les réacteurs et leurs accessoires ont été récupérés et envoyés au Laboratoire technique du BCSA, à Ottawa, pour analyse et examen détaillés.

Les dégâts que présentaient les réacteurs un, deux et trois correspondaient à un impact au sol à une vitesse de rotation élevée. Le compresseur avant des trois réacteurs avait subi des dégâts catastrophiques, et le moyeu arrière des compresseurs s'était tordu sous l'effet d'une surchage. Les arbres d'entraînement des compresseurs avant étaient vrillés sur plus de 30 degrés. Le compresseur arrière des réacteurs numéros un et trois était détruit. Le compresseur arrière du réacteur numéro deux était relativement peu endommagé. On a toutefois remarqué que la structure entourant le compresseur arrière n'avait pas été écrasée. L'accouplement de la prise d'entraînement du relais d'accessoires des trois réacteurs s'était rompu sous l'effet d'une surcharge en torsion.

Les dégâts se présentaient différemment dans les turbines des trois réacteurs. Il était toutefois évident que ces différences résultaient du type de dommages subis par la structure environnante.

On a déterminé que les vannes de décharge compresseur des réacteurs un, deux et trois étaient fermées au moment de l'impact, signe que les réacteurs tournaient à régime élevé. Des dépôts de métal, résultat de la collision sur des surfaces très chaudes de particules de titane et d'alliage d'aluminium à moitié fondus provenant d'un compresseur endommagé, étaient présents dans le conduit de transition de chacun des trois réacteurs.

Les dommages subis par le réacteur numéro quatre correspondaient à un régime plus faible au moment de l'impact que celui des trois autres réacteurs. Seuls les deux premiers étages du compresseur avant avaient été endommagés par rotation, et l'ensemble compresseur avant/arbre/turbine n'avait subi que peu de dommages dus à la rotation. On a déterminé que la vanne de décharge compresseur était ouverte au moment de l'impact au sol. Des débris d'arbres ont été retrouvés sur la paroi du conduit de la vanne, de part et d'autre de cette dernière. Toutefois, les quinzième et seizième étages du compresseur arrière ainsi que le premier étage de turbine présentaient d'importants dommages de rotation, signe que le réacteur tournait au moment de l'impact. Des dépôts de métal (titane et alliage d'aluminium) se trouvaient dans le conduit de transition.

Aucun des réacteurs ne présentait de signe de mauvais fonctionnement avant l'impact. Chacun d'eux a ingéré des débris pendant le choc avec les arbres et le sol. Le réacteur numéro quatre est celui qui avait ingéré la plus grande quantité de bois. Au démontage, on a retrouvé la plupart des débris de bois dans la partie haute pression du compresseur.

La différence de régime à l'impact entre le réacteur numéro quatre et les trois autres réacteurs n'a pu être déterminée de manière précise. Plusieurs tentatives ont été faites pour déterminer le régime à l'impact du réacteur numéro quatre à partir de la mesure et de l'analyse de la torsion de l'arbre d'entraînement du compresseur avant. Dans une première tentative, on a estimé que le régime au moment de l'impact avec le sol était bien inférieur au régime normal de rotation en moulinet d'un réacteur en panne. Cette estimation a été jugée erronée car elle laissait entendre

que la torsion de l'arbre s'était entièrement produite dans les limites proportionnelles du domaine élastique, tandis qu'une déformation en torsion permanente ne peut se produire que si la déformation de l'arbre était plastique, ce qui nécessite alors une analyse plastique. D'autres tentatives menées par le motoriste et les enquêteurs du BCSA, au cours desquelles on a tenu compte de la déformation plastique, ont donné des résultats contradictoires. L'analyse du motoriste concluait que le régime du réacteur numéro quatre au moment de l'impact avec le sol n'était inférieur que de 12,9 à 14 p. 100 à celui des trois autres réacteurs. L'analyse effectuée par les enquêteurs du BCSA arrivait à la conclusion que le régime au moment de l'impact avec le sol, équivalait à 40 à 43 p. 100 du régime maximal. En raison de la nature contradictoire des conclusions de ces analyses et de la nécessité, dans chaque cas, de formuler un certain nombre d'hypothèses, il n'était pas possible d'accorder une grande fiabilité à l'une ou l'autre conclusion. Néanmoins, la vanne de décharge compresseur trouvée ouverte sur le réacteur numéro quatre correspond à un régime réacteur égal ou inférieur à 53 p. 100 de N_1.

Les régulateurs carburant (FCU) ont été récupérés et démontés à Montréal dans l'atelier de maintenance d'Air Canada, sous la gouverne et la surveillance des enquêteurs du BCSA. Aucune défectuosité antérieure à l'impact n'a été constatée, si ce n'est la rupture du diaphragme de la vanne de régulation de pression du régulateur du réacteur numéro quatre. Les numéros de série de seulement deux des régulateurs retrouvés correspondaient à ceux des dossiers de l'avion. Les dossiers indiquaient que ces régulateurs avaient été montés sur les réacteurs numéro trois et numéro quatre. Le numéro de série du régulateur dont le diaphragme était rompu ne correspondait à aucun des numéros de série inscrits dans les dossiers de l'avion. Toutefois, son emplacement dans l'épave laisse croire qu'il avait été monté sur le réacteur numéro quatre. Les quatre régulateurs étaient tous exempts d'impuretés et étaient tous en bon état, hormis le diaphragme rompu.

Il n'a pas été possible de déterminer si le diaphragme s'était rompu avant l'impact ou à cause de celui-ci. À l'exception de la fente pratiquée dans le matériau du diaphragme, ce dernier était en bon état et son tissu n'était pas détérioré. Des ruptures de ce genre se retrouvent couramment dans les circuits de carburant à la suite d'un écrasement. Ils proviennent de crêtes de pression de carburant qui se produisent pendant la dislocation de l'avion alors que les conduites de carburant sont pincées ou écrasées. Des essais effectués sur un régulateur en état de marche, après qu'on y eut installé le diaphragme endommagé, ont montré qu'on pouvait régler la vanne de régulation de pression malgré l'état du diaphragme. Pour une position donnée de la manette de poussée, le réacteur aurait reçu 6 p. 100 de carburant de plus avec un diaphragme rompu.

Trois des quatre pompes carburant ont été retrouvées et démontées. Aucune trace de pollution ni de défaillance antérieure à l'impact n'a été constatée. Quatre pompes d'appoint carburant ont été retrouvées et démontées et elles non plus ne présentaient aucune pollution ni défaillance antérieures à l'impact. Une vérification des numéros de série de ces composants a permis de constater que les numéros de série inscrits dans les livrets techniques de l'avion ne correspondaient pas aux numéros de série des composants montés sur l'avion. L'emplacement de ces pompes sur l'avion n'a pu être déterminé.

Les entraînements à vitesse constante de trois des quatre réacteurs ont été retrouvés et démontés. Ils ne présentaient aucune défaillance antérieure à l'impact. Ces composants ont été jugés en bon état. On a déterminé que deux de ces composants provenaient respectivement des réacteurs numéro un et numéro deux. L'emplacement sur l'avion du troisième entraînement à vitesse constante n'a pu être déterminé. Seuls des débris du quatrième entraînement à vitesse constante ont été retrouvés.

Les huit vannes d'antigivrage des aubages directeurs d'entrée des réacteurs ont été retrouvées. Elles étaient toutes ouvertes, ce qui confirme que le système antigivrage réacteur était sous tension au moment de l'impact.

Un examen distinct des réacteurs a été effectué par le consultant des représentants d'Arrow Air qui avait découvert ce qu'il avait cru être un indice d'explosion avant l'impact sur des parties du fuselage. Cet examen a porté sur l'inspection des aubages directeurs d'entrée des réacteurs pour vérifier si l'on pouvait découvrir des indices d'ingestion de débris de fuselage par les réacteurs. L'examen du consultant, pratiqué sur ce qui avait été identifié comme étant l'aubage directeur d'entrée du réacteur numéro trois, a permis de découvrir trois aubes consécutives dont le bord d'attaque était légèrement aplati. Un examen de ces aubes sous un grossissement moyen a montré que le bord d'attaque de l'aube médiane présentait un marque très légère de couleur rouge orangé. Le consultant a avancé l'hypothèse que les marques des aubes avaient été causées par l'ingestion de débris de fuselage résultant de ce qu'il croyait être une explosion antérieure à l'impact, laquelle se serait produite juste derrière la porte avant droite. Un examen ultérieur par les enquêteurs du BCSA a déterminé que les aubes directrices d'entrée provenaient du réacteur numéro un, et non du réacteur numéro trois. On a également remarqué que les aubes directrices avaient été soumises à une chaleur intense au cours de l'incendie qui a suivi l'impact et que tout matériau colorant qui s'y serait trouvé aurait probablement été consumé. Enfin, la couleur rouge orangé relevée sur l'aube directrice était presque identique à celle de la chargeuse utilisée pour récupérer les réacteurs du lieu de l'accident. Les quatre réacteurs présentaient de nombreuses marques de peinture rouge orangé, lesquelles avaient été faites après l'accident par le matériel de récupération. Les enquêteurs du BCSA ont conclu que les marques et la couleur rouge orangé retrouvées sur les aubes directrices avaient été faites après l'impact, lors de la récupération de l'épave.

Un consultant, engagé par un représentant d'un des membres d'équipage décédés a examiné les moteurs et s'est plus particulièrement attardé à des particules de fibre et de métal, de même qu'à ce qu'il considérait être des dépôts inhabituels, dans la zone des injecteurs du réacteur numéro quatre. Par la suite les injecteurs incriminés ont été déposés et envoyés aux installations de maintenance d'une grande compagnie aérienne pour être testés au banc. Les essais ont été confiés à des techniciens de la compagnie, habitués à ce genre de tests destinés à évaluer l'état des injecteurs. Ces derniers n'ont constaté aucun blocage et, selon eux, le profil de l'écoulement de tous les injecteurs était acceptable. À quelques exceptions près, tous les injecteurs présentaient un écoulement régulier sur la totalité de leur couronne. Même s'ils estimaient que ces injecteurs ne pouvaient convenir sur un réacteur nouvellement révisé, les techniciens les ont jugé acceptables pour des pièces usagées. Selon eux, l'effet éventuel que ces injecteurs auraient pu avoir sur le fonctionnement moteur était infinitésimal.

Les autres analyses conduites sur le moteur par les enquêteurs du BCSA n'ont permis de conclure à aucun problème d'allumage grave pouvant découler d'une mauvaise injection de carburant, dans l'une ou l'autre des chambres de combustion. On a attribué à l'impact avec les arbres et avec le sol la présence des particules en question. Ces dernières n'adhéraient pas parfaitement aux orifices puisqu'elles ont été facilement chassées par le carburant; il faut préciser que les injecteurs n'ont pas été mécaniquement nettoyés avant les tests au banc. Les particules de fibre ont été identifiées comme étant des particules de bois et celles de métal, comme venant vraisemblablement de la section compresseur, à la suite de la rupture du moteur à l'écrasement. Les traces de titane et d'aluminium sur la surface des gaines de transition des quatre réacteurs confirment que les débris ont été propulsés au travers des réacteurs au moment de l'écrasement.

On a estimé que les dépôts de suie dans la zone des injecteurs correspondaient à la perturbation du flux réacteur et aux variations du mélange carburé dues à l'ingestion d'arbres.

À la demande du Bureau, un examen additionnel du réacteur numéro quatre a été entrepris par un ingénieur métallurgiste indépendant. L'objet premier de cet examen consistait à évaluer l'état avant impact du réacteur et à estimer sa puissance au moment de l'écrasement. À la fin de son examen et de son analyse, le consultant a conclu que:

1. le réacteur numéro quatre ne présentait aucune défaillance ni défectuosité pouvant être antérieures à l'impact avec les arbres;

2. le réacteur numéro quatre ne s'était pas éteint au moment de l'impact initial avec les arbres;

3. le réacteur numéro quatre avait été endommagé à la suite de l'ingestion de débris d'arbres et de l'impact avec le sol;

4. la vanne de décharge du réacteur numéro quatre s'était ouverte à la suite de la décélération de ce dernier, laquelle s'était fort probablement produite à cause de l'ingestion de débris d'arbres;

5. le réglage de la puissance du réacteur numéro quatre au moment de l'impact initial avec les arbres ne pouvait être établi avec précision; toutefois, les dommages observés sur le réacteur, causés par l'ingestion de débris d'arbres et la décélération en découlant, correspondaient à une puissance élevée.

1.12.4.4 Inverseurs de poussée

Les quatre inverseurs de poussée ont été récupérés des lieux de l'accident et soumis à un examen et à une analyse détaillés.

Le déploiement des inverseurs de poussée se fait en deux temps: tout d'abord un déplacement vers l'arrière du manchon coulissant alors que les déflecteurs sont escamotés, puis un déplacement additionnel du manchon coulissant (sur environ sept pouces) au cours duquel la butée de la tige de verrouillage vient toucher et actionner un mécanisme qui provoque le déploiement des déflecteurs. Ces derniers ne peuvent être déployés que si le manchon coulissant se trouve complètement en position arrière (voir la figure 1.7).

L'inverseur numéro un avait été lourdement endommagé par l'impact, mais était demeuré relativement intact. La buse d'éjection s'était séparée du réacteur au niveau de la bride arrière de ce dernier et était demeurée emprisonnée à l'intérieur de l'inverseur. Le déflecteur extérieur avait été repoussé légèrement vers l'arrière, mais il était essentiellement escamoté, en ligne avec le manchon coulissant. Le bord avant du déflecteur intérieur avait été partiellement écarté vers l'extérieur, tandis que son bord arrière avait enfoncé la zone voisine du manchon coulissant. Un examen du bras de commande supérieur du déflecteur a révélé des marques dans les fentes situées près du bras, ce qui confirme que les déflecteurs étaient escamotés au moment de l'impact. Le revêtement et la structure entourant le bras de commande inférieur étaient enfoncés, emprisonnant le bras à l'intérieur du déflecteur escamoté. La position de la glissière sur le rail inférieur a également confirmé que le manchon coulissant se trouvait en position avant: elle avait été retrouvée près de l'extrémité avant du rail. On a donc conclu que l'inverseur numéro un se trouvait en position de poussée normale, que les déflecteurs étaient escamotés et que le manchon coulissant était en position avant au moment de l'impact.

L'inverseur numéro deux avait été considérablement endommagé et déchiqueté au moment de l'impact. La buse d'éjection avait été arrachée du réacteur au niveau de la bride arrière de ce dernier. Le manchon coulissant et les déflecteurs avaient été lourdement endommagés par l'impact. L'attache arrière du rail inférieur de l'inverseur était demeurée fixée à la buse ainsi que la glissière et un morceau de la partie inférieure avant du manchon coulissant. La glissière se trouvait vers l'arrière, mais encore à plus de 16 pouces de la butée arrière. Seul le déflecteur extérieur était demeuré fixé au plus gros morceau du manchon coulissant. Au moment où on l'a retrouvé, celui-ci était escamoté par rapport à la structure du manchon coulissant, mais il n'était pas coincé solidement dans cette position et il aurait pu se déplacer pendant la dislocation de l'avion. Cependant, des marques sur le bras de commande supérieur du déflecteur extérieur témoignent que ce dernier était escamoté au moment de l'écrasement principal. Le déflecteur intérieur avait été arraché en deux gros morceaux. Une marque de raclage profonde dans le matériau, au bord de la fente entourant le bras de commande inférieur du déflecteur intérieur, montrait clairement que le déflecteur avait été forcé hors de sa position escamotée au cours de l'impact avec le sol. Le cylindre extérieur du vérin hydraulique a été retrouvé près de l'extrémité avant de la tige de piston, et la paroi du cylindre s'était rompue longitudinalement à la suite d'une surpression interne. De tels dommages n'ont pu se produire que si la tige de piston, fixée au manchon coulissant, s'est trouvée vers l'avant lorsqu'elle a été violemment repoussée vers l'arrière par rapport au mât au moment du contact avec le sol. On a donc conclu que l'inverseur numéro deux n'était pas en position d'inversion au moment de l'impact. La position de la glissière sur le rail inférieur a été attribuée au raclage qui s'est produit pendant l'impact, avant que la glissière ne soit coincée par la déformation du rail.

L'inverseur numéro trois avait été complètement aplati à l'impact, coinçant la buse d'éjection du réacteur à l'intérieur du manchon coulissant, ce qui confirme que l'inverseur était escamoté au moment de l'écrasement. La glissière était située près de l'extrémité avant du rail. Le déflecteur intérieur avait été arraché en deux morceaux. La partie inférieure était emprisonnée en position escamotée.

Le déflecteur extérieur avait également été arraché en deux morceaux. Les parties supérieure et inférieure ont été retrouvées en position escamotée par rapport aux pièces fixées au manchon coulissant. Le vérin hydraulique avait été arraché de l'inverseur et du mât. Le presse-garniture et le manchon intérieur se trouvaient à l'extrémité avant de la tige de piston, et le cylindre était fendu longitudinalement à la suite d'une surpression interne. Ce dommage par surpression signifiait que le manchon coulissant était à la position avant au moment de l'impact. On a donc conclu que cet inverseur était à la position de poussée normale (déflecteurs escamotés, manchon coulissant en position avant) au moment de l'impact.

L'inverseur numéro quatre s'était séparé de la buse d'éjection au moment de l'impact. Le cerceau avant du manchon coulissant était brisé et il manquait des pièces de chaque côté. Le rail inférieur était tordu de 180 degrés autour de la partie arrière du manchon, de sorte que la face avant de la partie supérieure du manchon se trouvait à une extrémité de celui-ci, et que la face avant de la partie inférieure se trouvait à l'autre extrémité. Le déflecteur extérieur était emprisonné par la structure dans la position escamotée au point d'articulation inférieur. Le revêtement métallique de cette zone était enfoncé, emprisonnant le bras de commande en position effacée. Le bras de commande supérieur de ce déflecteur avait été arraché du manchon coulissant, mais le bord de la fente présentait des marques évidentes montrant que le bras était en position escamotée au moment où ce dommage avait été causé (voir la figure 1.8). Le déflecteur intérieur avait été arraché du point de fixation supérieur et il était tordu en position déployée. Le bord avant de ce déflecteur présentait des dommages moyens à lourds. Des zones étaient déformées à l'extrémité arrière des fentes des bras de commande, aux points d'articulation supérieur et

inférieur, ce qui confirme que les bras de commande du déflecteur intérieur étaient également en position escamotée au moment de l'impact (voir les figures 1.9 et 1.10). Le rail inférieur était fortement tordu, mais il était demeuré fixé par le support de glissière au bord avant du manchon coulissant. La glissière se trouvait à 12,5 pouces au plus de la position avant et elle n'aurait pu glisser vers l'avant après que cette déformation se fut produite (voir la figure 1.11). Le vérin hydraulique se trouvait près de l'extrémité avant de la tige de piston. Le cylindre extérieur s'était fendu longitudinalement, le matériau autour de la fente étant retroussé (voir la figure 1.12). Cette constatation correspond à une extension rapide du vérin par des forces extérieures et elle est en outre confirmée par le fait que le manchon coulissant se trouvait en position avant au moment de l'impact avec le sol. On a donc conclu que l'inverseur numéro quatre était escamoté, le manchon coulissant en position avant, au moment de l'impact avec le sol.

Aucune défaillance, autre que celles résultant de l'impact, n'a été relevée sur les quatre inverseurs.

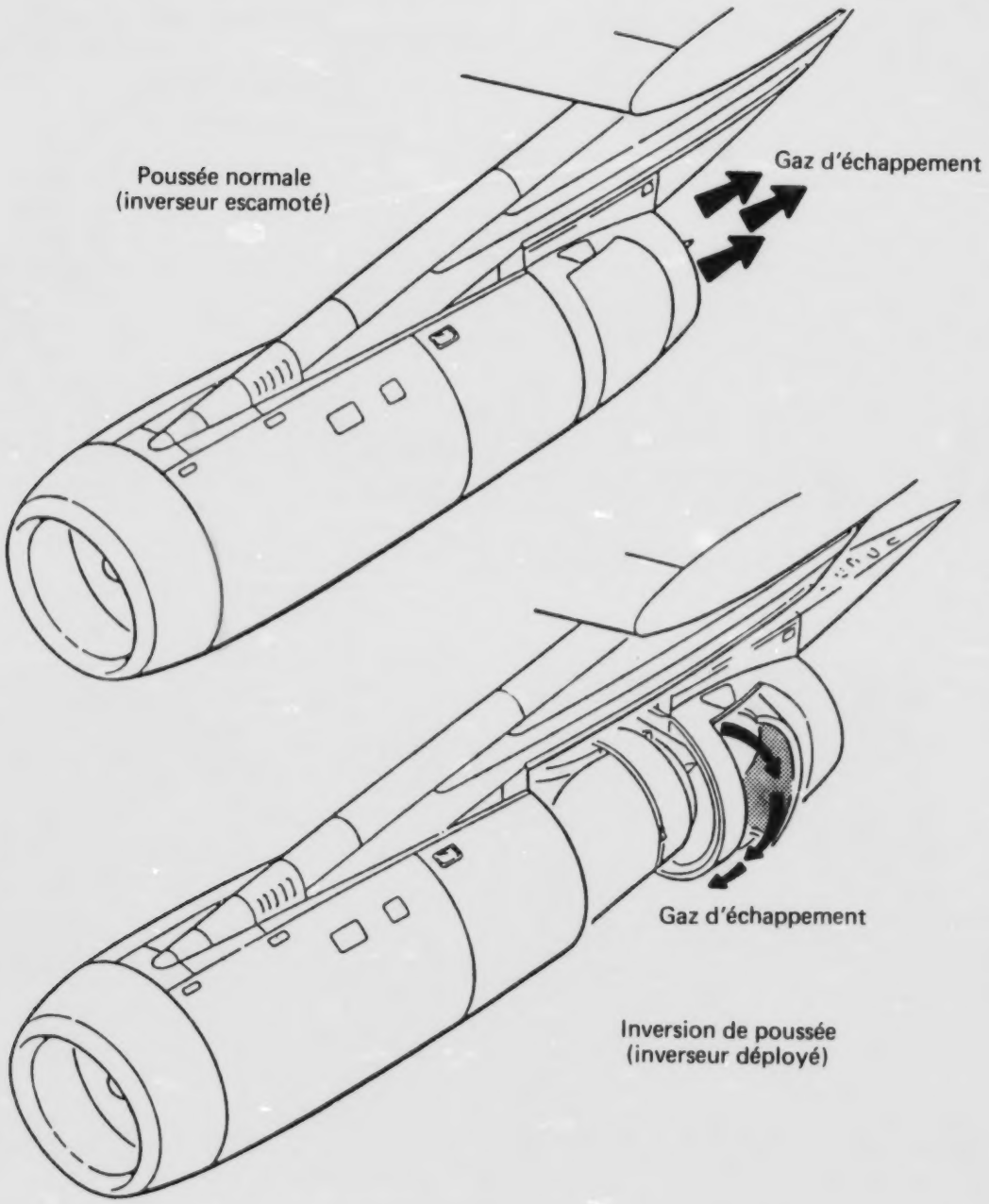
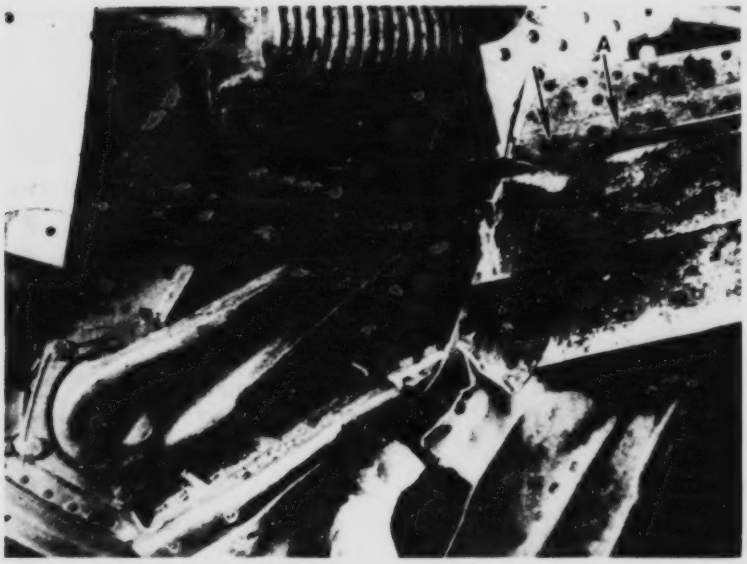


Figure 1.7 Diagramme d'un inverseur de poussée

ZONE DU BRAS DE COMMANDE SUPÉRIEUR DU DÉFLECTEUR EXTÉRIEUR DE L'INVERSEUR N^{O} 4. LE BRAS A ÉTÉ ARRACHÉ DE SA FENTE SOUS L'EFFET DES FORCES À L'IMPACT. ON REMARQUERA LES DOMMAGES INDIQUÉS PAR LA FLÈCHE À L'EXTRÉMITÉ ARRIÈRE DE LA FENTE.

Figure 1.8 Zone du bras de commande supérieur du déflecteur extérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre

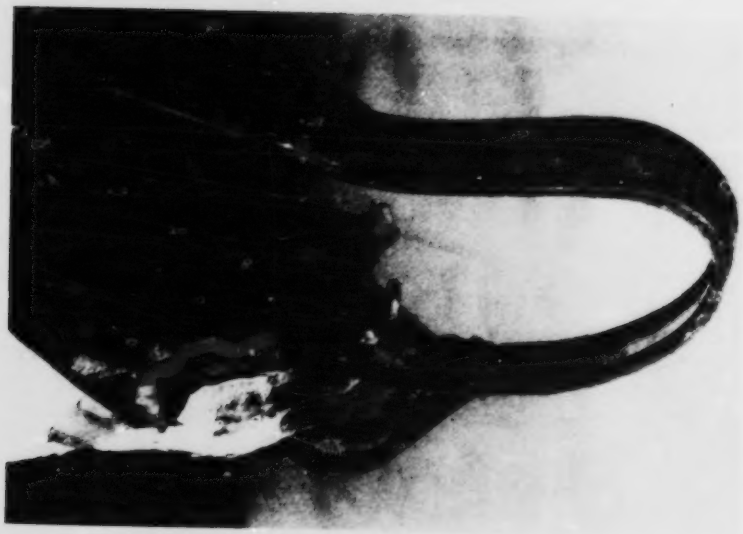


BRAS DE COMMANDE INFÉRIEUR DU DÉFLECTEUR INTÉRIEUR DE L'INVERSEUR N^{O} 4. ON A DÉCOUPÉ ET REPLIÉ VERS L'ARRIÈRE LE REVÊTEMENT POUR MONTRER LA DÉFORMATION DES BORDS DE LA FENTE (FLÈCHES). ON REMARQUERA QUE LE BRAS EST EN POSITION DÉFLECTEUR DÉPLOYÉ.

Figure 1.9 Zone du bras de commande inférieur du déflecteur intérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre

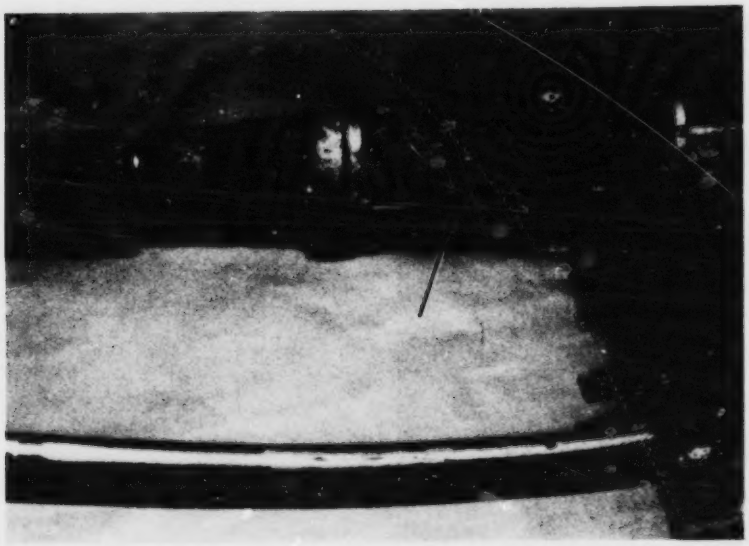
DOMMAGES OCCASIONNÉS AU BORD DE LA FENTE, TELS QUE MONTRÉS À LA FIGURE 1.9(A). CE TYPE DE DOMMAGES EST INDICATIF D'UN MOUVEMENT DU BRAS QUI SE SERAIT DÉPLACÉ DE LA POSITION INVERSEURS ESCAMOTÉS À LA POSITION INVERSEURS DÉPLOYÉS APRÈS L'IMPACT INITIAL.

Figure 1.10 Zone du bras de commande inférieur du déflecteur intérieur de l'inverseur de poussée numéro quatre



RAIL INFÉRIEUR DE L'INVERSEUR N°4. L'EXTRÉMITÉ ARRIÈRE DU RAIL EST AU HAUT DE LA PHOTO.

Figure 1.11 Rail inférieur de l'inverseur de poussée numéro quatre



VÉRIN HYDRAULIQUE DE L'INVERSEUR N^{O} 4. ON REMARQUERA LA FENTE DANS LE CYLINDRE EXTÉRIEUR.

Figure 1.12 Vérin hydraulique de l'inverseur de poussée numéro quatre

1.12.5 Détermination de l'assiette à l'impact

Des traceurs analytiques ont permis de prendre des mesures en trois dimensions de 378 arbres qui avaient été fauchés par l'avion avant qu'il ne heurte le sol (voir la figure 1.13). Une maquette de la zone de destruction des arbres a été construite au 1/100^{e} ainsi qu'un moulage détaillé d'un Douglas DC-8-63 à la même échelle; cette dernière maquette a ensuite été placée de façon à épouser la brèche faite dans les arbres (voir la figure 1.14). Les volets de la maquette de l'avion ont été braqués à 18 degrés pour correspondre aux conclusions de l'enquête. Grâce à des mesures précises de l'orientation de la maquette dans la trouée d'arbres, mesures faites à intervalles réguliers le long de la trajectoire de vol, on a pu déterminer l'assiette et l'angle de la trajectoire du DC-8. Ces mesures ont montré qu'au moment où il a d'abord touché la cime des arbres, l'avion était incliné de sept degrés à droite, selon un angle de cabré de neuf degrés (angle compris entre l'axe longitudinal du fuselage et l'horizontale) et un angle de 10 degrés à droite en lacet. L'avion suivait une trajectoire descendante de 12 degrés (angle compris entre la trajectoire de vol et l'horizontale).

Figure 1.13 Photo de la brèche taillée dans les arbres par l'avion

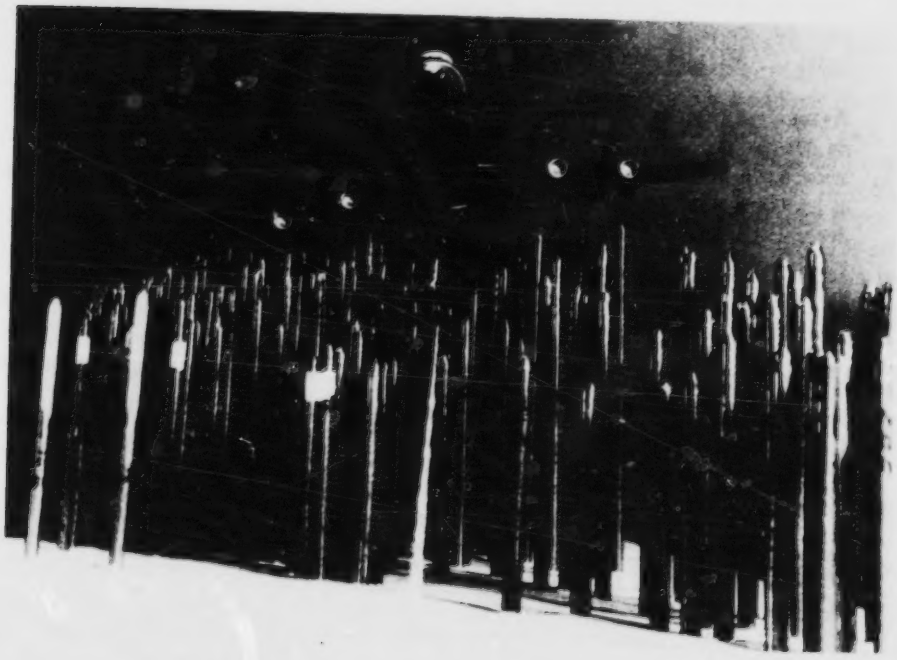


Figure 1.14 Maquette représentant l'assiette de l'avion à l'impact

1.12.6 Armes et matériel militaire récupérés

Diverses armes militaires et pièces d'armes éparpillées sur le lieu de l'accident ont pu être récupérées. Voici une liste des articles identifiables.

Type d'arme	*Quantité récupérée*
Pistolets	25
M16 (complets ou pièces de M16)	202
M203	24
M60	2
Carabine	1

On n'a retrouvé aucune munition ni aucun dispositif explosif militaires. Plusieurs dispositifs d'exercice et du matériel didactique ont été retrouvés, mais tous étaient inertes et ne contenaient aucun explosif.

1.13 Renseignements médicaux

Le United States Armed Forces Institute of Pathology (AFIP) a procédé à l'autopsie de tous les cadavres des occupants sous la gouverne et la surveillance des enquêteurs du BCSA. De plus, des analyses toxicologiques ont été effectuées sur des échantillons de tissu et de liquide au cours de l'autopsie pour déterminer si ces derniers contenaient du monoxyde de carbone (CO), du cyanure (HCN) et des drogues courantes. Les échantillons de sang ont été prélevés des vaisseaux thoraciques ou du cœur lorsque c'était possible. Si ces vaisseaux étaient rompus ou qu'il n'y avait pas de sang ailleurs, des échantillons étaient prélevés à partir du sang accumulé dans la cage thoracique. Les analyses toxicologiques ont été effectuées à l'Unité médicale de l'aviation civile (CAMU) du ministère de la Santé et du Bien-être social, à Toronto (Ontario).

Avant l'autopsie, toutes les victimes ont été radiographiées et examinées soigneusement en vue de détecter d'éventuelles blessures provenant du souffle d'une explosion ou des fragmentations associées à la détonation d'un dispositif explosif. On a spécialement examiné les radiographies et les corps pour y chercher des traces d'éclats ou des morceaux de dispositif explosif. On n'a découvert aucune blessure caractéristique d'un dispositif explosif, ni aucune trace ou partie d'un tel dispositif.

Les trois membres de l'équipage de conduite ont subi de multiples blessures mortelles au moment de l'impact. Aucune trace de maladie ni de problèmes médicaux antérieurs, qui auraient pu influencer le jugement ou les actes de l'équipage de conduite, n'a été relevée au cours de l'autopsie de ces trois personnes.

Les résultats des analyses toxicologiques visant à déceler la présence de CO étaient négatifs pour le commandant de bord et le mécanicien navigant. Les résultats des analyses toxicologiques visant à déceler la présence de HCN étaient négatifs pour le commandant de bord et, dans le cas du mécanicien navigant, ont révélé une teneur de 0,01 milligramme par 100 millilitres (mg%) de HCN dans le sang. Il y avait de la caféine et de l'acide acétylsalicylique (aspirine) dans le sang du commandant de bord et du mécanicien navigant. Pour ce qui est du premier officier, on ne disposait pas d'échantillons de liquide suffisants pour y vérifier la présence de CO et de HCN. Les résultats des analyses visant à déceler la présence de drogues courantes ont été négatifs.

Des autopsies complètes ont été effectuées sur trois des cinq agents de bord. Les deux autres agents de bord n'ont pas été autopsiés pour des motifs religieux, par égard à leurs familles qui avaient fait une demande en ce sens. Toutefois, les cadavres de ces deux agents de bord ont été radiographiés et ont fait l'objet d'un examen externe.

Les cinq agents de bord avaient subi de multiples blessures traumatiques. Des échantillons pour analyse toxicologique ont été prélevés sur les corps de trois agents de bord. Les résultats des analyses toxicologiques visant à déceler la présence de CO étaient positifs pour deux de ceux-ci. Les concentrations de CO mesurées dans le sang s'établissaient à 21 et à 5 p. 100 du niveau de saturation. Les analyses toxicologiques visant à déceler la présence de HCN ont révélé une concentration de 0,12 mg% de HCN dans le sang de l'agent de bord qui présentait une concentration en CO de 21 p. 100 par rapport au niveau de saturation; les résultats du reste des analyses ont été négatifs. Les analyses visant à déceler des drogues courantes ont révélé la présence de caféine chez les trois agents de bord et d'acide acétylsalicylique (aspirine) chez deux d'entre eux.

Les 248 passagers ont tous été mortellement blessés dans l'impact ou dans l'incendie qui a suivi. Les résultats des analyses toxicologiques visant à déceler la présence de CO se sont avérés positifs pour 69 des 189 échantillons disponibles prélevés sur les passagers. Ceux visant à déceler la présence de HCN ont été positifs pour 158 des 187 échantillons disponibles prélevés sur les passagers.

Tous les échantillons de sang dans lesquels on a retrouvé des concentrations de CO, sauf deux, présentaient également des concentrations de HCN. Toutefois, il n'y avait pas de relation entre les concentrations de CO et les concentrations de HCN.

Une analyse approfondie des tissus pulmonaires a été entreprise pour déceler des signes d'effets du souffle d'une explosion ou d'inhalation d'air chaud, de gaz toxiques ou de suie. Les résultats de cette analyse n'ont pas été concluants. Les effets d'une onde de choc résultant d'une explosion ne pouvaient se distinguer des effets des traumatismes causés par les forces de décélération, la projection de débris et l'affaissement structural de l'avion. De même, il n'était pas possible d'établir une distinction entre les effets d'un incendie avant l'impact ou après l'impact.

Si l'on se fonde sur l'inhalation de produits de combustion pour déterminer à quel moment un incendie s'est déclaré, il est nécessaire d'évaluer la probabilité de survie d'une victime à l'écrasement. Si un nombre appréciable de victimes qui n'auraient probablement pas survécu à un écrasement présentent des signes d'inhalation de produits de combustion, c'est que l'incendie s'est déclaré avant l'impact. Par contre, si un nombre appréciable de victimes qui auraient pu survivre à un écrasement présentent des signes d'inhalation de produits de combustion, et que très peu de ceux qui n'auraient probablement pas survécu à l'impact présentent des traces d'inhalation de produits de combustion, alors, c'est que l'incendie s'est fort probablement déclaré après l'écrasement.

Une revue complète des résultats des autopsies a été entreprise pour le compte du BCSA par des médecins légistes de l'Université de la Colombie-Britannique, de l'Université de Toronto et par des représentants de l'AFIP. Le principal objet de cette revue consistait à déterminer l'intervalle de temps entre les blessures subies par chaque victime et son décès. On a codé les blessures en fonction de leur gravité en modifiant la Abbreviated Injury Scale, une échelle de la gravité des blessures, mise au point par l'American Association of Automotive Medicine. Le codage des blessures s'est fait sans qu'il soit tenu compte des concentrations de CO et de HCN. On a évalué que les intervalles de temps entre les blessures et le décès étaient les suivants:

Intervalle de temps entre les blessures et le décès	*Nombre de cas*
zéro seconde	41
moins de 30 secondes	51
30 secondes à 5 minutes	158

Dans six cas, il n'a pas été possible d'estimer l'intervalle de temps entre les blessures et le décès.

Le grand nombre de victimes présentant des concentrations de HCN dans le sang, comme l'ont décelé les analyses toxicologiques, a amené les enquêteurs du BCSA à se pencher sur le phénomène de la présence de cyanure dans le sang. Une revue poussée de la documentation sur ce sujet a révélé que les pathologistes différaient d'opinion sur les mécanismes d'introduction du HCN en concentrations mesurables, dans le sang d'une victime d'accident. L'activité bactérienne, la décomposition, les cycles de gel et de dégel et la contamination directe ont tous été cités comme autant de facteurs susceptibles d'augmenter les concentrations de HCN dans des échantillons de sang. À la suite de cette revue, les enquêteurs du BCSA ont conclu qu'il fallait tenir compte de quatre mécanismes principaux lors de l'évaluation du niveau des concentrations de HCN chez les victimes d'un accident.

1. Antécédents physiologiques

   Le cyanure peut se trouver en faibles concentrations dans le sang de personnes normales. Les fumeurs peuvent présenter des concentrations équivalant au double de la "normale".

2. Néoformation

   Un certain nombre de processus peuvent produire du HCN dans le corps humain. Ces processus sont très complexes et l'on ne connaît pas bien leurs conséquences. Ce sont, entre autres, l'activité bactérienne, la décomposition du thyocyanate et la production de HCN à la suite de la combustion et de la congélation du corps. Il semble que dans certains cas ces processus produisent des niveaux de concentrations en HCN très différents.

3. Contamination

   Dans les victimes qui ont subi des blessures perforantes à la poitrine, le cyanure peut être directement introduit dans le sang par la cavité thoracique à la suite d'un contact direct avec des produits de combustion. Le cyanure ne se combine pas avec l'hémoglobine pour former une barrière pratiquement imperméable entre le sang et l'air, comme le fait le monoxyde de carbone (CO). Il continue plutôt à se diffuser dans le sang qui s'accumule jusqu'à l'atteinte d'un point d'équilibre.

4. Inhalation de produits de combustion

   La combustion de nombreux matériaux composant l'intérieur des cabines d'aéronef dégage, entre autres produits de combustion, du cyanure. Le sang des victimes qui respirent de l'air contaminé au cyanure présentera des concentrations plus élevées de HCN. Selon la concentration de HCN dans l'air et la quantité d'air contaminé respiré, les niveaux de concentration de HCN dans le sang peuvent être assez élevés.

Le rôle que jouent des facteurs autres que l'inhalation de produits de combustion dans l'élévation des niveaux de concentration de HCN dans le sang d'une victime d'accident est illustré par les nouvelles méthodes adoptées par le CAMU. Avant cet accident, la valeur de seuil utilisée par le CAMU pour signaler la présence de HCN était de 0,01 mg%. Cependant, depuis l'accident, le CAMU a révisé cette valeur à la hausse, la fixant à 0,02 mg%, pour tenir compte du niveau de concentration couramment décelé dans les échantillons de sang de victimes d'accident qui n'ont pas été exposées à un incendie. L'utilisation de ce nouveau seuil dans les analyses des échantillons sanguins provenant de l'accident qui nous occupe se traduirait par une diminution de 30 cas du nombre de personnes chez qui on a décelé des concentrations de HCN.

On a procédé à une analyse statistique pour identifier les mécanismes associés à la production des niveaux de cyanure observés chez les victimes de l'accident et établir une relation entre eux, et pour vérifier la possibilité qu'un incendie se soit déclaré avant l'impact, comme le laissent croire les concentrations de CO et de HCN ainsi que les traces de suie retrouvées en aval de la trachée lors des examens micropathologiques. L'analyse statistique a indiqué que plus d'un mécanisme avaient contribué à la production des niveaux de concentration en HCN observés. On a déterminé que le mécanisme le plus important avait été l'inhalation de produits de combustion. On a également déterminé que la contamination du sang sous l'effet isolé ou combiné de l'infiltration directe par les blessures à la poitrine, d'une part, et de la production de HCN par le tabagisme, d'autre part, avait été appréciable.

Des 27 victimes pour lesquelles toute survie a été jugée improbable et pour qui l'on disposait d'échantillons sanguins destinés à l'analyse toxicologique, 24 ne présentaient aucune concentration de CO. Dans les trois cas présentant une concentration de CO, cette dernière était inférieure à un niveau de saturation de 25 p. 100. Des 41 victimes pour lesquelles on disposait d'échantillons sanguins et qui auraient survécu moins de 30 secondes, 36 ne présentaient aucune concentration de CO. Des 125 victimes pour lesquelles on disposait également d'échantillons sanguins et qui auraient survécu de 30 secondes à cinq minutes, 62 d'entre elles présentaient des concentrations de CO.

Des 39 victimes où l'on a retrouvé de la suie en aval de la trachée, 38 auraient survécu de 30 secondes à cinq minutes. Dans le dernier cas, la durée de survie avait été estimée à moins de 30 secondes. On n'a pas découvert de suie en aval de la trachée d'aucune victime n'ayant pas survécu à l'accident.

Des 160 victimes chez qui des concentrations de HCN ont été décelées, 51 auraient survécu moins de 30 secondes ou seraient mortes sur le coup. Par contre, 45 de ces victimes présentaient de graves blessures à la poitrine ou avaient été exposées au tabagisme, ou les deux. Les six autres victimes étaient celles qui auraient survécu moins de 30 secondes. Aucune des victimes qui n'auraient pas survécu à l'accident ne présentait des concentrations de HCN, et les facteurs déroutants, résultant des blessures à la poitrine ou de l'exposition au tabagisme ou des deux, n'étaient pas présents.

L'analyse statistique a conclu que la comparaison entre les estimations de durée de survie et les signes d'inhalation de produits de combustion étayait fortement l'hypothèse voulant qu'un certain nombre de victimes aient survécu à l'impact initial et qu'elles aient succombé dans l'incendie. Par contre, la comparaison infirmait l'hypothèse qu'un incendie se soit déclaré avant l'impact.

La cause du décès a été déterminée pour 247 des 256 victimes. Dans les neuf autres cas, les manipulations post-mortem n'ont pas permis de déterminer précisément la cause du décès. Les causes de décès ont été les suivantes:

1. Cent soixante-quinze victimes ont succombé directement aux blessures subies au moment de l'impact.

2. Trente-et-une victimes ont succombé directement à l'inhalation des produits de combustion. Les blessures dues à l'impact n'ont pas contribué à leur décès.

3. Quarante-et-une victimes ont succombé directement à cause de la combinaison de l'inhalation de produits de combustion et des blessures subies à l'impact.

1.14 Incendie

Un violent incendie alimenté par le carburant s'est déclaré après l'écrasement, et une grande partie de l'avion a été consumée par les flammes, d'où l'impossibilité d'examiner la totalité de l'appareil et de retrouver tous ses composants. C'est dans la partie inférieure du sillon de l'épave que l'incendie a été le plus intense; dans l'autre partie, plus élevée, l'incendie a été moins violent.

Les véhicules du service aéroportuaire de secours en cas d'incendie (CFR) sont arrivés sur les lieux environ 10 minutes après l'accident. Ils ont immédiatement commencé à lutter contre l'incendie au moyen de poudre sèche et de mousse. La ville de Gander a envoyé sur les lieux d'autres véhicules de lutte contre les incendies et du personnel. L'incendie a été éteint 45 minutes après l'arrivée des véhicules de secours, à l'exception de quelques foyers persistants qui ont nécessité quatre heures de lutte avant d'être éteints. L'un d'entre eux a toutefois continué à brûler pendant 23 heures.

Le personnel CFR a signalé qu'un certain nombre d'explosions avaient été vues et entendues sur toute la zone où l'épave a brûlé. Certaines étaient suffisamment puissantes pour soulever des monceaux de débris de plusieurs pieds dans les airs.

Trois témoins oculaires ont affirmé avoir vu une lueur orange ou jaune provenant du dessous de l'avion. Les trois témoins se trouvaient dans des véhicules différents sur la route transcanadienne, qui coupe le prolongement de l'axe de piste, 900 pieds au-delà de l'extrémité de cette dernière. Deux des témoins avaient observé l'avion par la fenêtre gauche de leur véhicule juste avant que l'appareil ne les survole directement à basse altitude. Les deux ont indiqué que la lueur orange jaune était constante et suffisamment brillante pour éclairer l'intérieur de la cabine de leur camionnette. Ils n'ont cependant pas été en mesure de préciser l'emplacement de cette lueur. Un de ces témoins croyait qu'elle aurait pu provenir d'un incendie, mais il ne pouvait l'affirmer.

D'une distance d'environ un demi-mille, le troisième témoin a vu l'avion traverser la route de droite à gauche. Il a également affirmé que la lueur orange était constante et qu'elle provenait du dessous de l'appareil. Il attribuait celle-ci à la réflexion des feux d'approche de la piste 04 sur la partie inférieure du fuselage. Le passager de ce témoin a également vu l'avion survoler la route, mais n'a pas remarqué de lueur.

Un quatrième témoin, également sur la transcanadienne, a observé l'avion à une distance d'environ un quart de mille, alors que celui-ci survolait la route de gauche à droite à une hauteur qu'il a évalué à 70 pieds-sol. Il a déclaré que le côté droit de l'appareil, même s'il n'était pas en mesure de le voir, lui avait paru très brillant. Il n'a aperçu aucune flamme, mais la brillance était, selon lui, supérieure à la normale.

Un cinquième témoin, voyageant lui aussi sur la transcanadienne, a observé les feux de l'avion d'un endroit situé à deux milles et demi à l'ouest du lieu de l'accident, au moment où l'appareil survolait la route de gauche à droite. Il a décrit ce qui lui avait semblé être un feu jaune sur l'aile.

Plusieurs autres témoins ont observé une partie de la course au décollage et du bref vol qui a suivi. Aucun n'a cependant signalé avoir aperçu une lueur ou un incendie. L'un de ces témoins était d'ailleurs le contrôleur tour en service au moment de l'écrasement. Ce dernier a observé tout le décollage de l'avion jusqu'à ce que celui-ci descende en dessous de la ligne de faîte des arbres, au-delà de l'extrémité de la piste. Il n'a remarqué aucun signe d'incendie ni aucun éclat autres que ceux des feux normaux de l'appareil. Une autre personne a suivi le décollage depuis un point avantageux sur l'aire de trafic, au sud de l'aérogare. Lui aussi a vu toute la phase de décollage jusqu'au moment où l'avion est passé derrière les arbres; il n'a constaté aucun incendie ni rien d'anormal, hormis l'impossibilité pour l'avion de prendre de l'altitude.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Immédiatement après l'accident, le personnel de l'ATC a déclenché les opérations d'urgence, conformément aux procédures en cas d'écrasement hors des limites de l'aéroport. Des communications téléphoniques directes ont été établies avec les services CFR de l'aéroport et avec la GRC. L'endroit exact du lieu de l'accident n'a pu être déterminé immédiatement. Bien que l'avion ne se soit écrasé qu'à un mille et demi environ de la tour de contrôle, le personnel de l'aéroport ne pouvait voir le point d'impact, qui était situé en contrebas de l'aéroport. La position exacte du lieu de l'accident a été établie grâce à l'assistance de l'équipage d'un avion à l'arrivée.

Les véhicules du service CFR de l'aéroport sont arrivés sur les lieux environ 10 minutes après l'accident. Un violent incendie faisait rage; il était alimenté par le carburant de l'avion. La lutte contre l'incendie a commencé immédiatement. Elle a été suivie par une première recherche des survivants, qui s'est révélée vaine. Une seconde recherche, entreprise environ 45 minutes après l'accident, n'a rien donné elle non plus.

On a alors jugé que l'accident n'offrait aucune chance de survie, à cause de l'importance des forces de décélération et de l'intensité de l'incendie qui a suivi.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Simulation des performances sur ordinateur

Le University of Dayton Research Institute (UDRI), à Dayton, en Ohio, a été engagé pour effectuer une analyse indépendante des performances de l'avion au décollage, en utilisant des techniques existantes de simulation sur ordinateur (Contrat DSS no 4M012-6-0005/01-FR). Les paramètres qui ont servi à l'analyse comprenaient ceux de l'enregistreur de données de vol (FDR) et les renseignements fournis par la compagnie Douglas Aircraft Co. sur les performances aérodynamiques de l'avion.

L'étude a comporté deux parties. Une analyse des effets de la variation des paramètres sur les performances au décollage a été réalisée au moyen d'un programme numérique de simulation "manche bloqué", pour établir la dégradation relative des performances résultant de différents facteurs identifiés comme pouvant nuire aux performances de l'avion au décollage. La deuxième

partie de l'étude a consisté à reconstituer la trajectoire de l'accident en résolvant les équations de mouvement de l'avion.

L'analyse des effets de la variation des paramètres sur les performances au décollage a été réalisée au moyen d'un programme de décollage numérique bidimensionnel, à trois degrés de liberté, simulant divers scénarios de décollage. Une trajectoire normale de décollage a été simulée, suivie de diverses trajectoires anormales, basées sur des conditions hypothétiques ayant pu dégrader les performances au décollage.

Pour l'analyse en question, le décollage normal a consisté à amorcer le cabrage une seconde après avoir atteint V_R et à prendre une assiette de cabré d'environ 13 degrés à une vitesse angulaire atteignant presque deux degrés par seconde. Cette vitesse angulaire était fonction des caractéristiques géométriques limitées de l'avion, et elle assurait que l'appareil prendrait l'air avant que l'angle de cabrage n'atteigne 8,6 degrés. Après le cabrage, l'avion a pris une assiette longitudinale de 12,6 degrés à une vitesse angulaire légèrement inférieure à deux degrés par seconde. Il a atteint V_2 + 10 à 35 pieds-sol, vitesse qu'il a conservée pendant la montée. La masse utilisée pour la simulation de décollage normal était de 344 500 livres. Les vitesses de référence correspondantes pour le décollage étaient de 154 KIAS pour la V_R et de 166 KIAS pour la V_2. La simulation a tenu compte de l'effet de sol.

Les conditions anormales suivantes ont été étudiées dans l'analyse des effets de la variation des paramètres sur les performances au décollage: cabrage amorcé tôt, poussée réduite sur un réacteur, défaillance d'un réacteur, défaillance de deux réacteurs et givrage des ailes. L'effet individuel de chacun des facteurs sur un décollage normal ainsi que les effets combinés de plusieurs d'entre eux ont été évalués.

De toutes les situations et de tous les facteurs envisagés dans l'analyse des effets de la variation des paramètres sur les performances au décollage, il résulte que seules des pénalités de portance et de traînée dues au givrage des ailes étaient nécessaires pour qu'on obtienne un profil de vol ressemblant à la trajectoire réelle de l'accident.

La reconstruction de cette trajectoire a été faite à partir d'une technique mise au point par l'UDRI pour analyser un accident antérieur, survenu lors du décollage d'un Boeing 727. Plusieurs changements ont été apportés aux équations d'origine ainsi que de légères modifications à la méthode de résolution. Les paramètres de la Douglas Aircraft Co. relatifs à l'aérodynamique et à la poussée ont été adaptés sous forme de courbe et insérés dans le programme de l'ordinateur après interpolation. Une équation relative aux moments a été incorporée au programme pour permettre le calcul des braquages de la gouverne de profondeur. Un algorithme a servi à calculer la vitesse angulaire autour de l'axe de tangage et l'accélération en rotation à partir du profil de tangage présumé. L'altitude du terrain a été explicitement incluse dans la distance de décollage et utilisée pour le calcul de l'effet de sol pendant le segment où le DC-8 s'est trouvé en sustentation avant l'accident.

Les équations de mouvement ont été résolues par itération, les contraintes étant des conditions connues. La résolution des équations de mouvement de l'appareil permet de déterminer le coefficient de portance (C_z). Le coefficient de portance dérivé est en grande partie indépendant du comportement en tangage présumé. Le coefficient de traînée (C_x) dérivé de la solution des équations de mouvement n'est pas aussi précis que le coefficient de portance, puisque dans le cas présent, il dépend d'une poussée présumée. Ainsi, il n'est pas possible de faire la distinction entre la perte de poussée d'un réacteur et une augmentation de 0,05 du coefficient de traînée. La reconstitution de l'accident d'après l'UDRI amène à conclure que l'équation de mouvement de

l'appareil n'a qu'une seule solution acceptable, à savoir une perte importante de portance et une augmentation également importante de traînée, deux conditions qui correspondent à un givrage des ailes. D'après les calculs, la diminution de portance a été de 30 p. 100 environ et l'augmentation de traînée d'au moins 100 p. 100.

À la demande du Bureau, une deuxième série indépendante de simulations de performances sur ordinateur a été effectuée. Le travail a été exécuté par un spécialiste de la dynamique du vol du ministère de la Défense nationale. Le principal objet de ces simulations visait à analyser de façon plus détaillée le comportement de l'avion en fonction de diverses valeurs de poussée et de givrage des ailes.

Des estimations de performances ont été formulées à partir des données de portance et de traînée du DC-8-63 fournies par Douglas Aircraft, alliées aux hypothèses suivantes: masse de l'avion de 344 500 livres, angle de cabrage de 8 degrés à l'arraché, température extérieure de -4,2 degrés Celsius et une altitude de 425 pieds-mer. À titre de référence, on a considéré que l'arraché s'était produit 8 000 pieds après le début de la course au décollage. On n'a pas tenu compte de l'influence de l'effet de sol sur les coefficients de portance et de traînée quand la hauteur-sol de l'avion était supérieure à son envergure ou quand la distance à partir du début du décollage était supérieure à 10 500 pieds (cette distance correspondant à l'endroit où le sol s'incline fortement à l'extrémité de la piste). Les données de portance et de traînée de Douglas Aircraft ont été extrapolées de façon que l'angle d'attaque passe de 16 à 18 degrés afin que les données s'inscrivent dans une plage d'angles d'attaque comprise entre 0 et 18 degrés.

Le programme d'ordinateur rédigé pour la simulation a calculé les performances de l'avion après l'arraché en fonction des unités de temps désirées pour une durée totale de 20 secondes. Les calculs des performances étaient fondés sur les équations de mouvement en montée et en descente accélérées.

Les calculs de performances ont été répartis en deux groupes: l'un réunissant les cas où il y avait givrage des ailes et fonctionnement normal des quatre réacteurs, et l'autre réunissant les cas où il y avait givrage des ailes et panne d'un réacteur à un moment donné. En outre, on a évalué plusieurs cas ne présentant aucun givrage des ailes comme cas types pour valider le programme et obtenir une référence. Ces cas types ont montré que le programme avait précisément estimé la performance de montée normale du DC-8-63 prévue par Douglas Aircraft.

Les options du programme pour chaque simulation étaient les suivantes:

1. Unités de temps.

2. Irrégularité de surface équivalente (0,02 ou 0,04 pouce).

3. Défaillance réacteur (moment de la défaillance et importance de la perte de poussée).

4. Accélération (réglage de l'accélération initiale).

5. Vitesse de montée initiale (vitesse visée pour une montée initiale stabilisée).

6. Assiette longitudinale maximale.

7. Surcabrage (cabrage à une assiette longitudinale supérieure à la valeur optimale correspondant à des caractéristiques aérodynamiques dégradées).

8. Début de la variation d'assiette en tangage (précision du moment où se produit le surcabrage, le cas échéant).

9. Cabrage (augmentation de l'angle d'attaque à 18 degrés si la vitesse diminue jusqu'au décrochage afin de simuler la forte traînée associée au décrochage).

Le programme était limité en ce sens qu'il ne pouvait pas reproduire les sollicitations dynamiques du pilote aux commandes, et, comme on manquait de données précises sur l'assiette longitudinale, il était peu probable qu'une quelconque prévision de performances puisse correspondre exactement à la trajectoire de vol du décollage à l'origine de l'accident. Cependant, comme l'avion avait été piloté selon les procédures normales (limites en tangage, variation en tangage et vitesses aérodynamiques normales), il a été possible d'estimer avec une précision raisonnable la première partie de la trajectoire. Dès que les performances de l'appareil ont commencé à se dégrader, les prévisions sont devenues moins précises du fait de l'influence considérable des sollicitations du pilote aux commandes.

Les cas où l'on a combiné le givrage des ailes et le fonctionnement des quatre réacteurs ont montré que l'avion était en mesure de monter en toute sécurité, que les irrégularites de surface atteignent 0,02 ou 0,04 pouce si l'avion était piloté selon l'assiette longitudinale optimale (laquelle est inférieure à l'assiette longitudinale normale pour une montée initiale sans givrage des ailes). De petites variations dans les angles d'inclinaison longitudinale et la vitesse aérodynamique influençaient considérablement les performances de l'avion lorsque celui-ci présentait des irrégularités de surface de 0,02 et de 0,04 pouce. Le fait de faire passer l'angle d'inclinaison longitudinale de 12,5 à 15 degrés pour une irrégularité de surface de 0,02 pouce suffisait à dégrader les performances en montée au point qu'il n'était pas possible de réussir la montée initiale.

À une irrégularité de surface de 0,04 pouce, l'avion était plus sensible aux augmentations de l'angle d'inclinaison longitudinale. Il était possible de réussir un décollage sur quatre réacteurs avec une irrégularité de surface de 0,04 pouce que si l'angle d'inclinaison longitudinale était maintenu à une valeur égale ou inférieure à 11,7 degrés.

Pour les cas regroupant une défaillance réacteur et le givrage des ailes, il fallait recourir à des angles d'inclinaison longitudinale moins élevés pour réussir le décollage. Si l'on combinait une irrégularité de surface de 0,02 pouce à une défaillance réacteur, l'appareil ne réussissait à décoller que si l'angle d'inclinaison longitudinale était égal ou inférieur à 11 degrés. Enfin, pour les cas où il y avait combinaison d'une irrégularité de surface de 0.04 pouce et d'une défaillance réacteur, il était impossible de réussir le décollage.

En tout, 44 simulations différentes ont été effectuées (y compris celles exécutées pour valider le programme). Les simulations qui correspondaient le plus au vol en cause étaient celles dont la portance et la traînée étaient influencées par une irrégularité de surface des ailes de 0,02 pouce et qui présentaient une perte de poussée d'un réacteur, ainsi que celles dont la portance et la traînée étaient influencées par une irrégularité de surface des ailes de 0,04 pouce, avec ou sans perte de poussée d'un réacteur.

1.16.2 Essais au simulateur

Dans le cadre de son enquête, le Bureau a mené une série d'essais en se servant du simulateur d'entraînement sur DC-8-63 situé au Sterling Airways Flight Training Centre, à Kastrup, au Danemark. Des représentants de Arrow Air, de la Douglas Aircraft Co., de Pratt & Whitney, de la FAA et du NTSB étaient présents et ont assisté aux essais.

Les essais au simulateur avaient pour objet de recréer la situation dans laquelle l'équipage s'était trouvé à Gander le 12 décembre 1985. Les pilotes de Arrow Air, ceux de la Douglas Aircraft Co. et de Sterling Airways ont "volé" en suivant plusieurs scénarios recréant des difficultés techniques mises en relief par l'enquête, par les prévisions de performances du constructeur de l'appareil, par les simulations d'ordinateur de l'UDRI et par l'analyse des performances faite par le Bureau.

Le simulateur avait été construit par Canadian Aviation Electronics (CAE) de Montréal (Québec). Pour les essais en cause, on l'a programmé afin de reproduire aussi fidèlement que possible les conditions ambiantes qui régnaient à Gander au moment de l'accident.

On a procédé à une vérification qualitative et quantitative de la fidélité du simulateur avant de commencer les essais "en vol". Toutes les personnes qui ont participé aux essais sont d'accord pour dire que le simulateur a démontré une fidélité raisonnable sur le plan de la portance, de la traînée et de la poussée, dans le régime de vol considéré. Le simulateur présentait une pilotabilité jugée acceptable.

Les scénarios des essais comprenaient l'utilisation de faibles vitesses de référence pour le décollage, la défaillance du réacteur numéro quatre, le déploiement du compensateur de Mach (PTC), le déploiement de l'inverseur de poussée du réacteur numéro quatre et le givrage des ailes. Les "vols" ont été effectués individuellement et selon différentes combinaisons. Tous les essais ont été effectués par le pilote en place droite. Différentes techniques de reprise en main ont été utilisées par le pilote lorsque des anomalies se sont produites.

Lors des essais simulant le givrage des ailes, l'ordinateur du simulateur a été reprogrammé avec des coefficients de portance et de traînée modifiés, tirés des données fournies par la Douglas Aircraft Co. et par l'UDRI. Les changements des coefficients C_z et C_x correspondaient à un givrage de l'extrados présentant une irrégularité de surface de 0,04 pouce. La valeur maximale de C_z a été atteinte à un angle d'attaque de 10 degrés, ce qui correspondait à la valeur prédite dans l'étude des performances par l'UDRI. Cette valeur de 10 degrés offrait également un compromis convenant à la valeur de coefficient de portance imposée par le logiciel ayant généré la courbe de celui-ci. La reprogrammation a été exécutée par le personnel technique du Sterling Airways Training Centre.

Les seuls scénarios proches des performances réelles de l'avion lors de son dernier décollage étaient ceux pour lesquels les coefficients de portance et de traînée correspondaient au givrage des ailes. Toute tentative de faire "voler" le simulateur à des angles de montée initiale normaux en fonction de ces coefficients s'est traduite par un décrochage juste après l'extrémité de la piste. Le décrochage se produisait à une vitesse indiquée de 168 noeuds à un angle d'inclinaison longitudinale de 12 degrés.

Le décollage était réussi quand le cabrage s'effectuait à une vitesse plus élevée, à un angle d'inclinaison longitudinale inférieur à l'angle de montée initiale normal, et avec pleine puissance après le décollage. Il faut toutefois noter que les effets nuisibles du givrage sur la stabilité en tangage n'ont pu être simulés.

Après le décrochage, le "nez" du simulateur s'abaissait, et l'on ne pouvait déterminer les angles d'attaque. Comme les caractéristiques de décrochage et de post-décrochage du simulateur ne pouvaient reproduire fidèlement les réactions de l'avion pendant et après un décrochage, les valeurs de traînée pendant la simulation n'ont que peu influencé la prédiction de la trajectoire de l'appareil.

Les essais ont aussi démontré qu'il était possible de conserver la maîtrise de l'appareil si un réacteur extérieur était en inversion de poussée au ralenti.

D'autres essais au simulateur ont été effectués sur le simulateur d'entraînement DC-8-63 du Flying Tigers Training Centre, à Los Angeles, en Californie. Des représentants de Arrow Air, de la Douglas Aircraft Co., de Pratt & Whitney et de la FAA étaient également présents et ont assisté aux essais. Comme pour les essais précédents, le simulateur a été programmé pour reproduire le plus fidèlement possible les conditions ambiantes à Gander au moment de l'accident, et l'on a procédé à une vérification quantitative et qualitative de la fidélité du simulateur.

L'objet de cette seconde série d'essais consistait à vérifier plusieurs scénarios d'accidents dans lesquels se seraient produites des défaillances de systèmes de bord que le Bureau jugeait nécessaire d'examiner plus à fond. Les scénarios envisagés comprenaient l'emballement du compensateur de Mach, l'inversion complète de la poussée sur le réacteur numéro quatre, le déploiement en vol des déporteurs sol, l'asymétrie des volets, un décollage avec fentes fermées, le coincement de la gouverne de profondeur et une panne totale du système hydraulique.

On a constaté des similitudes avec le profil de vol en cause dans plusieurs des scénarios exécutés. L'inversion complète de la poussée sur le réacteur numéro quatre, le coincement de la gouverne de profondeur, une importante asymétrie des volets et une tentative de décollage volets rentrés se sont tous traduits par une maîtrise problématique de l'avion. Même si dans certains cas le pilote était parvenu à décoller, la marge de manoeuvre était telle que, dans des conditions de vol réelles et sans avertissement préalable, le décollage n'aurait probablement pas été réussi.

Des valeurs de vitesse aérodynamique et d'altitude semblables à celles du décollage ayant précédé l'accident ont été observées pendant les essais qui simulaient une inversion complète de la poussée à l'arraché ou peu après celui-ci, un décollage avec volets asymétriques (0 et 18 degrés) et fentes fermées, et un décollage avec volets rentrés et fentes fermées. Toute tentative de décollage alors que les volets de l'aile droite ou de l'aile gauche étaient rentrés (0 degré) a déclenché l'avertisseur sonore de décollage.

Dans chaque cas où il y a eu simulation du coincement de la gouverne de profondeur, les angles d'inclinaison longitudinale qui ont été atteints avant l'arraché auraient eu pour conséquence de provoquer un heurt de la queue avec le sol.

Les scénarios d'essai avec simulation du déploiement du compensateur de Mach, panne totale du système hydraulique et décollage avec fentes fermées ont tous abouti à un décollage réussi. Dans chaque cas, les décollages ont été exécutés sans que le pilote aux commandes n'éprouve de grandes difficultés.

Il a été impossible de simuler le déploiement en vol des déporteurs sol. Même si le voyant de déploiement des déporteurs s'est allumé dans le poste de pilotage, les performances de l'avion n'ont pas été modifiées pour autant.

On a également remarqué que même en cas de dégradation des performances en montée ou de difficultés de maîtrise de l'appareil, l'équipage commandait rarement la rentrée du train.

1.16.3 Fatigue de l'équipage

Au cours des deux dernières décennies, de nombreuses recherches ont été menées sur la fatigue des équipages. Celles-ci ont permis d'identifier des facteurs qui causent la fatigue ainsi que ses répercussions sur les performances de l'être humain.

La fatigue peut être décrite comme étant "aiguë" ou "chronique". La première est une fatigue d'origine récente, généralement causée par des activités intenses et répétées. Souvent, elle est soumise à l'influence récente d'un sommeil irrégulier. La fatigue chronique, qui a généralement une origine ancienne, se caractérise par une accumulation importante d'heures de vol ou de temps de service; quelquefois elle est accompagnée par une dégradation du sommeil sur une longue période.

Les éléments clés générateurs de fatigue ont été identifiés. Il s'agit d'une longue accumulation des heures de vol ou du temps de service, d'un repos insuffisant avant un vol, de voyages couvrant plusieurs fuseaux horaires, de vols se déroulant pendant la période normale de sommeil, d'escales courtes, de vols vers l'est, de périodes de vol de plus de sept jours, ainsi que d'exposition au bruit, aux vibrations et au microclimat à l'intérieur d'un avion (faible humidité et altitude cabine pouvant atteindre 7 000 pieds).

Les effets de la fatigue sont les suivants: détérioration du jugement, diminution de la vigilance, augmentation des erreurs, irritabilité et envie de dormir. Tous ces éléments nuisent au travail des équipages de conduite.

Des recherches récentes ont visé à quantifier les périodes de travail génératrices de fatigue afin de prédire quand celle-ci risquait de se produire. Plusieurs indices destinés à mesurer la fatigue ont été élaborés pour analyser les horaires des équipages de conduite.

Au cours de l'enquête publique du Bureau, le Dr Stanley Mohler, directeur du département de médecine aérospatiale à la Wright State University School of Medicine, a fait une déclaration au sujet de l'indice de fatigue qu'il avait élaboré en collaboration avec d'autres spécialistes de la recherche en médecine aérospatiale.

L'indice attribue une note à chaque étape d'un vol d'après un nombre de facteurs connus comme étant des causes de fatigue. Les risques de fatigue accumulée au cours d'une période donnée font l'objet de calculs et ils sont comparés à un indice de fatigue physiologique qui reflète toute une gamme de besoins physiologiques.

À la demande du Bureau, le Dr Mohler a appliqué son indice de fatigue aux affectations de décembre de l'équipage de conduite du vol en cause, jusqu'au moment de l'accident. Il a été déterminé que l'indice physiologique pour chaque étape de vol tombait dans une catégorie où les réserves physiologiques pouvaient être dangereusement épuisées.

1.17 Renseignements supplémentaires

1.17.1 Consignes d'exploitation d'Arrow Air

1.17.1.1 Consignes de décollage du DC-8-63

Les consignes normales pour le décollage sont décrites dans le manuel d'utilisation de DC-8 de Arrow Air. En voici quelques passages pertinents:

a) "Amorcer le cabrage à la V_R de calcul en tirant régulièrement et doucement sur le manche. Afficher une vitesse angulaire à 2 degrés par seconde. Sur la piste, ne pas laisser l'inclinaison longitudinale de l'avion dépasser 8 degrés, de façon à pouvoir atteindre V_2 à une hauteur de 35 pieds au-dessus de la piste."*

b) "Rentrer le train dès que l'assiette de montée initiale est définitivement établie..."

c) "Après la rentrée du train, accélérer jusqu'à V_2 + 10."

d) "AVERTISSEMENT: Le fait de ne pas enlever la neige et la glace accumulées sur l'avion pendant qu'il est au sol peut causer de graves perturbations aérodynamiques et des dommages structuraux dès l'amorce du vol. La distance de décollage et les performances de montée initiale peuvent être dangereusement modifiées, selon le poids et la répartition de la neige et de la glace. Les vibrations induites en vol par des charges de neige et de glace inégalement réparties ont déjà causé des dommages structuraux. Il faut éviter ces dangers en enlevant la neige et la glace qui se trouvent sur les ailes, le fuselage et l'empennage, avant d'entreprendre un vol."

(Traduction libre)

1.17.1.2 Décollage avec un ou plusieurs réacteurs en panne

Le manuel de formation en vol et au sol sur DC-8 de Arrow Air Inc., sous la rubrique générale Take-off with Engine Failure (Décollage avec un ou plusieurs réacteurs en panne), mentionne ce qui suit:

"Maintenir V_2 jusqu'à 1 000 pieds au-dessus du terrain. Toujours bien maîtriser l'avion et atteindre une altitude de sécurité avant de s'occuper de problèmes donnés. La nature de la situation critique est un facteur déterminant, mais il est généralement recommandé d'atteindre une altitude de sécurité minimale de 1 000 pieds avant de s'occuper d'une défaillance réacteur, d'un incendie, etc. Cette altitude (1 000 pieds) n'est retenue que dans les cas où les critères de franchissement d'obstacles ne posent pas de problèmes."

(Traduction libre)

* Selon Douglas Aircraft, l'assiette longitudinale normale en montée se situe entre 11 et 15 degrés, selon les conditions ambiantes et la masse brute de l'avion.

1.17.1.3 Consignes d'exploitation par temps froid

Le manuel d'utilisation de DC-8 de Arrow Air Inc. mentionne ce qui suit sous la rubrique générale *DC-8-63 Cold Weather Procedures* (Consignes d'exploitation du DC-8-63 par temps froid):

D. Enlèvement de la neige, de la glace et du givre

(1) Il faut procéder au déneigement intégral des gouvernes afin d'assurer leur équilibrage et leur débattement. Le givrage des articulations peut sérieusement nuire au mouvement des gouvernes. Les avions ne doivent pas être autorisés à décoller sans une bonne inspection visuelle des ailes, des gouvernes et des articulations, ni sans que la neige ou le givre qui peuvent s'y trouver n'aient été enlevés. Chaque fois que le dégivrage est exécuté, toute accumulation de neige ou de neige fondante doit être enlevée, où qu'elle se trouve, au moyen d'un matériel de dégivrage au glycol.

(Traduction libre)

N. Voilure (dégivrage et anti-givrage)

(1) Lorsqu'il faut dégivrer la voilure, relever la température de l'air dynamique (RAT) et l'afficher sur la minuterie numéro un ou numéro deux. Lorsque les conditions de givrage ont cessé, laisser fonctionner la minuterie au réglage cycle long pendant un cycle complet. Enfoncer momentanément le bouton TAIL DE-ICE à la position DE-ICE TAIL pendant 2 1/2 minutes. Mettre l'interrupteur de dégivrage de voilure sur OFF une fois le cycle de dégivrage de l'empennage terminé.

NOTA: Lorsque les conditions de givrage existent et que le circuit de dégivrage voilure est utilisé, enfoncer momentanément le bouton TAIL DE-ICE toutes les 20 minutes environ. Lorsque l'atterrissage a lieu dans des conditions givrantes et que le circuit de dégivrage voilure est utilisé, enfoncer le bouton TAIL DE-ICE environ 10 minutes avant l'atterrissage, mais pas moins de cinq minutes avant celui-ci.

(Traduction libre)

1.17.1.4 Poids moyen type des passagers

La section masse et centrage du manuel d'utilisation du DC-8 de Arrow Air indique que le poids moyen d'un adulte, y compris cinq livres de bagages à main, qui doit être utilisée entre le 1er novembre et le 30 avril, est de 170 livres. La même section précise que le poids réel des passagers doit être utilisé lorsque des groupes importants sont transportés et que le poids moyen individuel n'est pas conforme au poids type, par exemple, lorsque l'avion est uniquement rempli d'hommes ou lorsqu'il transporte un groupe d'athlètes de forte taille.

1.17.1.5 Méthode de calcul du chargement par unités de masse redressées d'Arrow Air, applicable aux DC-8-62 et DC-8-63

Le 31 octobre 1985, Arrow Air a publié le bulletin 85-22 décrivant la nouvelle méthode pour calculer la masse et le centrage de ses DC-8. La nouvelle méthode, appelée Méthode de calcul du chargement par unités de masse redressées, visait à simplifier l'analyse de la méthode de chargement avant d'autoriser le départ de l'avion, et à lui donner une plus grande précision.

Les instructions sur la manière d'utiliser la méthode de chargement en exploitation se trouvaient dans le bulletin. Pour déterminer le poids des passagers, le personnel navigant technique devait inscrire sur l'état de charge le nombre de passagers prévu, puis les unités de masse redressées correspondant à ce nombre et figurant dans la table de chargement. Les unités de la table de chargement étaient basées sur un poids moyen passager de 165 livres en été et de 170 livres en hiver. Rien n'indiquait qu'il fallait déterminer le poids total des passagers lorsque la valeur moyenne ne semblait pas correspondre au poids réel, et aucune méthode pour ce faire n'était donnée.

Après la rédaction du bulletin 85-22, l'inspecteur principal d'exploitation (POI) de la FAA chargé d'Arrow Air a été consulté, et il a donné son assentiment au contenu du bulletin.

1.17.2 Masse en ordre d'exploitation

Le manuel de masse et centrage du DC-8-63 de Douglas Aircraft définit la masse opérationnelle à vide comme étant la masse de base à vide augmentée des équipements opérationnels. On appelle équipements opérationnels le matériel et l'approvisionnement du personnel nécessaires à une exploitation donnée, à moins qu'elle ne fasse déjà partie de la masse à vide de base. À titre d'exemple, sont normalement compris dans la masse opérationnelle à vide le personnel navigant technique, le matériel de cabine et d'office amovible ainsi que l'eau utilisable, potable ou autre.

D'après le compte rendu de dérivation de masse pour le N950JW de Arrow Air, la dernière pesée de l'avion avait été faite le 4 août 1985. Il avait alors été déterminé que la masse à vide de base était de 159 399 livres. L'examen de la liste utilisée avant la pesée montre que cette masse ne comprenait pas le matériel d'office amovible, ni les éléments de cabine tels que les oreillers et les couvertures, ni l'eau embarquée. La dérivation de la masse opérationnelle à vide (masse en ordre d'exploitation) ne comprenait que la masse du personnel navigant technique et de ses bagages.

Le poids des agents de bord et des repas était bien compris dans le calcul de masse et de centrage, mais non le matériel d'office amovible ni les éléments de cabine amovibles, non plus que l'eau potable.

Par contre, la dérivation de la masse en ordre d'exploitation ci-dessus, effectuée par l'Union des Transports Aériens en 1981, comprenait 1 250 livres de plus pour tenir compte de ces éléments.

Au vu de ce qui précède, le Bureau estime que la masse en ordre d'exploitation était sous-estimée d'au moins 1 000 livres.

1.17.3 Masse sans carburant

Le manuel de masse et centrage du DC-8-63 de Douglas Aircraft définit la masse maximale théorique sans carburant (ZFW) comme étant la masse maximale de l'avion moins la masse de tout le carburant utilisable et de celle d'autres agents propulsifs consommables dans des parties précises de l'avion dont la structure est limitée en conséquence. Il s'agit d'une masse à laquelle l'ajout de carburant et d'autres agents propulsifs consommables (dans les limites imposées par d'autres masses brutes théoriques) ne dépasse pas la résistance théorique de l'avion. Le manuel de masse et centrage du DC-8-63 précise que la ZFW réelle ne doit jamais dépasser la ZFW maximale théorique.

La masse maximale théorique sans carburant de N950JW était de 230 000 livres. En 1985, Arrow Air avait envisagé la possibilité d'augmenter cette masse. L'émission d'un certificat de type supplémentaire (STC) aurait d'ailleurs permis d'augmenter de 14 000 livres la masse maximale théorique sans carburant. Aucune modification de structure n'était requise; il fallait toutefois modifier le circuit anémométrique pour qu'il donne un avertissement lorsque la vitesse aérodynamique maximale serait atteinte en fonction d'un domaine de vol réduit. La vitesse maximale aurait été diminuée, mais celle-ci, 352 KIAS par rapport à 373 KIAS, n'aurait normalement pas été dépassée en exploitation normale. L'obtention du certificat STC avait été envisagée, mais rien de concret n'avait été fait à ce sujet.

1.17.4 Masse et centrage

1.17.4.1 Calculs de masse et centrage de l'exploitant

Les calculs de masse et centrage ont été exécutés par l'équipage qui a utilisé la méthode de calcul du chargement par unités de masse redressées applicable aux avions de transport de passagers DC-8-62 et DC-8-63.

D'après l'état de charge rempli à Gander, la masse au décollage était de 330 625 livres, répartie de la façon suivante:

Masse opérationnelle de base (comprend les pilotes et les bagages)	160 022,8 lb*
Agent de bord et repas	1 599,9 lb
Masse des passagers	42 499,2 lb
Soute no 1	8 791,8 lb
Soute no 2	1 299,3 lb
Soute no 3	10 404,5 lb
Soute no 4	5 004,2 lb
ZFW	229 621,7 lb
Carburant au décollage	101 003,7 lb
Total	330 625,4 lb

* Les chiffres décimaux servent à déterminer la position du centre de gravité.

La position du centre de gravité établie par calcul, se trouvait à 25,4 p. 100 de la corde aérodynamique moyenne (MAC), autrement dit tout à fait dans les limites permises de 14,0 à 32,3 p. 100 de la MAC.

À l'exception du carburant au décollage, toutes les autres masses avaient été déterminées au Caire par l'équipage qui avait effectué l'étape Le Caire-Cologne. La charge représentée par les passagers et le fret n'ayant pas changé à Cologne, les mêmes nombres avaient été utilisés pour les décollages de Cologne et de Gander. Les calculs de masse et centrage au Caire avaient été effectués par le premier officier.

La masse des passagers (250 personnes) utilisée a été l'unité de masse ajustée pour l'hiver, ce qui représentait un poids moyen par passager de 170 livres. Bien que la charge ait changé au Caire, les masses de soute utilisées ont été les mêmes que celles ayant servi aux calculs de masse et centrage pour les vols de McChord AFB au Caire. Le premier officier et le mécanicien navigant

en service sur ces vols ont déclaré à l'enquête publique du Bureau qu'ils croyaient que la masse réelle au décollage du Caire était supérieure de 10 000 livres à celle calculée sur l'état de charge. Bien qu'ils aient augmenté en conséquence les vitesses de référence au décollage, les calculs de l'état de charge n'ont pas été modifiés, et ces renseignements n'ont pas été communiqués à l'équipage qui a pris la relève à Cologne. Le commandant de bord de l'avion pour l'étape Cologne-Le Caire a déclaré qu'il ne se souvenait pas du fait que le premier officier ou le mécanicien navigant l'eût informé que les vitesses de référence au décollage avaient été augmentées.

Les calculs de masse et centrage pour la première série de vols aller-retour effectués du 3 au 5 décembre ont été revus par les enquêteurs. Ces calculs ont été effectués au moyen de la même méthode de calcul du chargement par unités de masse redressées dont s'était servi le même équipage ayant effectué les calculs pour la série des vols du 10 au 12 décembre.

La masse des passagers figurant sur les états de charge des premiers vols était supérieure de 8 000 livres à celle indiquée pour les vols du 10 au 12 décembre. La masse totale de fret indiquée était inférieure de 8 000 livres par rapport à celle des vols du 10 au 12 décembre. La masse utilisée pour le vol à destination du Caire était identique à celle des vols à destination de Fort Campbell.

1.17.4.2 Masse du fret

En préparation du vol du 12 décembre Le Caire-Fort Campbell, tout le fret qui devait être mis en soute avait été pesé. Les membres du personnel FMO avaient effectué cette pesée avant de quitter leur base d'opération dans le Sinaï. Selon les calculs, le fret pesait 27 950 livres et il consistait en 481 sacs en toile et en 48 malles contenant des effets militaires divers.

Au Caire, il a été impossible de faire entrer tout le fret dans l'avion. En dépit d'efforts extraordinaires, et à la grande consternation du personnel FMO, il a fallu laisser 41 sacs sur place. Après l'accident, le personnel FMO a estimé que tout ce qui n'avait pu être embarqué pesait 2 870 livres. Le personnel FMO en était arrivé à ce chiffre en estimant à 70 livres le poids moyen de chaque sac.

On n'a pu déterminer si le résultat de la pesée effectuée par le personnel FMO avait été communiqué au personnel de Arrow Air au Caire. La masse totale du fret portée sur l'état de charge était inférieure de 2 400 livres à celle déterminée par la pesée faite par le personnel FMO. La masse de fret indiquée sur l'état de charge comprenait aussi 1 300 livres d'approvisionnements et de pièces de rechange pour l'avion, non comprises dans la masse pesée par le personnel FMO. Ainsi, même si l'on considère que l'équipage a tenu compte des 2 870 livres de sacs laissés au Caire, la masse de fret dépassait d'environ 1 000 livres celle indiquée sur l'état de charge.

1.17.4.3 Masse des passagers

La masse des passagers n'avait pas été déterminée au départ du Caire. Aux fins du plan de vol, la masse totale des passagers avait été calculée sur la base d'une masse moyenne de 170 livres par personne. Cette masse moyenne comprenait cinq livres de bagages à main. D'après plusieurs sources, la masse totale des passagers et de leurs bagages à main dépassait de loin la masse calculée par l'équipage qui avait utilisé la valeur moyenne de 170 livres. La masse des 248 passagers avant l'accident a été déterminée par l'examen des dossiers du personnel de l'Armée des États-Unis. Le poids moyen de chaque passager sans uniforme était de 164 livres. Chaque passager emportait avec lui des effets personnels comprenant une arme, diverses pièces d'équipement militaire, un ceinturon en toile, des vêtements et des souvenirs. Les bagages à main qui avaient

été embarqués à bord de l'avion au Caire avaient rempli presque entièrement les soutes à bagages de deux B-737 qui avaient transporté les passagers de leur base, Ras Nasrani, jusqu'au Caire. De nombreux témoins ont déclaré qu'une grande quantité de bagages à main avait été rangée dans la cabine au départ du Caire. La quantité de ces bagages de cabine avait fait l'objet d'une discussion entre le personnel FMO et les agents de bord.

Afin d'essayer de déterminer la masse totale des passagers et des bagages de cabine, on a examiné les masses passagers des vols FMO arrivant au Caire. Conformément aux procédures de l'Armée des États-Unis, chaque passager voyageant de McChord AFB au Caire pour servir dans la FMO était pesé avec son bagage à main.

Le 3 décembre 1985, la masse totale pesée, y compris les bagages à main des passagers allant de McChord AFB au Caire, était de 54 726 livres, soit 219 livres environ par passager. Ces chiffres avaient été communiqués au personnel de Arrow Air à McChord. Le personnel qui s'était occupé du vol en direction du Caire le 10 décembre et du vol à destination de Fort Campbell le 12 décembre a déclaré que la quantité des bagages de cabine sur le vol retour dépassait celle du vol aller.

Après avoir tenu compte des points ci-dessus, le Bureau a estimé que le poids moyen de chaque passager à bord du vol en cause était d'environ 220 livres. La masse totale des 248 passagers était donc d'environ 54 560 livres, c'est-à-dire approximativement 12 000 livres de plus que la masse indiquée sur l'état de charge.

1.17.4.4 Masse au décollage estimée par le Bureau

En se fondant sur les conclusions de l'enquête, le BCSA a estimé que la masse de l'avion au décollage était d'environ 344 500 livres et qu'elle se composait comme suit:

Masse opérationnelle de base	161 000 lb
Agents de bord et repas	1 600 lb
Fret emporté au Caire	25 080 lb
Équipement de l'office et surplus	1 300 lb
Masse des passagers	54 560 lb
ZFW	243 540 lb
Carburant au décollage	101 000 lb
Total	344 540 lb

1.17.4.5 Prévisions, méthodes et documentation relatives au chargement

Les mouvements des troupes de la FMO en Égypte dans les deux sens étaient régis par un contrat entre Arrow Air et la FMO qui était entré en vigueur en 1984 et qui avait été renouvelé en 1985.

Celui-ci stipulait que chaque vol devait transporter 250 passagers et que chaque passager avait droit à 154 livres de bagages. Le contrat ne spécifiait pas de masse passagers et la Force multinationale n'était pas tenue de communiquer à Arrow Air des renseignements à ce sujet pour chacun des vols.

La préparation de ces séries de vols a donné lieu à des réunions de planification auxquelles ont participé du personnel de l'Armée des États-Unis et des représentants de Arrow Air. Au cours de ces réunions, les représentants de Arrow Air ont informé le personnel de l'Armée des États-Unis que la charge utile du DC-8 était de 72 000 livres. Tous les intéressés ont été d'avis que l'avion serait rempli avant d'atteindre sa capacité de charge maximale.

L'Armée des États-Unis a fait plusieurs propositions sur les mouvements du personnel affecté à la FMO dans le Sinaï. Une consigne permanente de l'Armée des États-Unis sur le déploiement des unités devant servir dans la FMO avait signalé que la capacité de charge utile de l'avion servant au déploiement était de 75 000 livres. L'Armée des États-Unis octroyait 150 livres de bagages individuels, et 175 livres à certains militaires. Aux fins de planification, elle avait fixé à 170 livres le poids moyen de chaque soldat. En cas de déploiement tactique, le poids moyen utilisé était de 220 livres, pour tenir compte des armes et du barda.

Une brochure de l'U.S. Military Command, destinée aux organisations militaires américaines pour la planification de leurs exigences en matière de transport aérien, signalait que la charge utile permise d'un DC-8-63 était de 90 000 livres.

Ni la FMO ni le personnel de l'Armée des États-Unis, à McChord AFB ou au Caire, n'avaient préparé de manifeste donnant des renseignements sur la masse et ils n'y étaient pas tenus par Arrow Air. Dans tous les cas où des renseignements sur les masses ont été communiqués, ils l'ont été sur des bouts de papier.

D'après un ordre d'opération préparé par le personnel de l'Armée des États-Unis décrivant les procédures qui régissent le déploiement des troupes dans le Sinaï, l'officier responsable devait avoir, par écrit et en trois exemplaires, la masse totale de tout le personnel et des bagages qui devaient être chargés à bord de l'avion. Un exemplaire devait être remis au commandant de bord et un au représentant de la Force multinationale. Les seuls documents retrouvés au cours de l'enquête avaient trait à la masse des bagages embarqués au Caire.

Les seuls dossiers militaires américains retrouvés se rapportant aux charges utiles transportées dans cette série de vols de la Force multinationale ont été des dossiers et des documents de vérification préparés par le personnel de l'Armée de l'air des États-Unis à McChord AFB pour expliquer l'utilisation de l'espace de l'aire de stationnement du matériel au sol à McChord.

La charge utile enregistrée le 3 décembre était de 40 000 livres pour les passagers et de 14 760 livres pour le fret. Celle du 10 décembre était de 50 000 livres pour les passagers et de 37 500 livres pour le fret.

La seule référence se rapportant à la charge de l'avion retrouvée dans les documents d'Arrow Air se trouvait dans le message de vol adressé au personnel navigant technique à Cologne par le personnel de régulation des vols d'Arrow Air à Miami. Le message contenait une note indiquant qu'il fallait prévoir 250 passagers emportant 100 livres de bagages chacun.

À l'origine, le nombre de passagers prévu pour ce vol de retour était de 250. Cependant, dans les jours précédant immédiatement le vol, plusieurs modifications avaient été apportées au manifeste des passagers, et le nombre de passagers prévu a été ramené à 249. Le nombre réel de passagers a été de 248 puisque l'un d'eux, au moment de s'embarquer, avait égaré son passeport et n'avait pas été autorisé à embarquer au Caire. Toutefois, ses bagages sont demeurés dans l'avion. Sur l'état de charge préparé par l'équipage au Caire, et confirmé aux départs de Cologne et de Gander, la charge indiquait 250 passagers.

1.17.4.6 Armes et matériel militaire à bord

En plus de leurs effets personnels, les militaires à bord de l'avion transportaient des pièces d'équipement militaire dont des armes de divers types. L'Armée des États-Unis a fourni la liste suivante des armes qu'on croyait être à bord au moment de l'accident.

Type d'arme	*Nombre à bord*
Pistolet (cal. .45)	21
M16 (fusil d'assaut léger)	121
M203 (mitrailleuse)	24
M60 (lance-grenades)	2
Carabine de précision	3
M16/M203/pistolet (type non spécifié)	75

Diverses autres pièces d'équipement militaire appartenant à l'unité se trouvaient aussi à bord de l'avion. Toutefois, sauf pour un chargeur de munitions de calibre .45 qui aurait été porté par un inspecteur de la division des enquêtes criminelles et un autre par le commandant du bataillon, aucune arme, aucune munition ni autre matière explosive ne faisaient partie de ces pièces d'équipement.

Tous les effets personnels emportés à bord de l'avion ont fait l'objet d'une inspection rigoureuse avant le vol par des inspecteurs des douanes militaires des États-Unis et des agents des douanes égyptiennes. Environ 60 p. 100 des bagages placés dans les soutes de l'avion avaient été inspectés. Des sacs étaient choisis au hasard, vidés et leur contenu était examiné. La totalité des bagages à main a été inspectée. Aucune pièce d'équipement, arme, matière explosive ni aucun dispositif militaire non autorisés n'ont été découverts au cours de cette inspection, et aucun de ces articles n'avait été découvert lors d'inspections semblables effectuées avant le premier de ces vols aller-retour et avant les trois vols de la série précédente.

Les bagages qui appartenaient au passager qui s'était vu refuser l'embarquement au Caire ont été soumis à cette inspection.

1.17.5 Renseignements sur les performances du DC-8-63

1.17.5.1 Renseignements sur les performances contenus dans le manuel d'utilisation

Le manuel d'utilisation du DC-8-63 approuvé par la FAA définit la distance minimale de décollage comme étant la plus longue des trois distances suivantes:

1. La distance depuis le lâcher des freins jusqu'à un point où l'avion atteint à V_2 une hauteur de 35 pieds au-dessus de la piste, en supposant la panne d'un réacteur à V_1.

2. La distance pour accélérer jusqu'à la vitesse de décision V_1 et pour immobiliser l'avion. Les performances à l'atterrissage reposent sur un freinage maximal sur piste en dur et sèche, sur le bon fonctionnement du système d'antidérapage et sur le déploiement des déporteurs dès que les manettes de poussée sont mises au ralenti.

3. La distance de décollage nécessaire, tous les moteurs fonctionnant, qui est égale à 115 p. 100 de la distance horizontale le long de la trajectoire de décollage depuis le départ jusqu'au point de franchissement de la hauteur de 35 pieds.

La longueur de roulement utilisable au décollage était de 9 900 pieds parce que l'avion, qui roulait sur la piste 13, a effectué un virage à droite pour pénétrer sur la piste 22. La masse au décollage limitée par la distance de décollage était, d'après le manuel d'utilisation, de 352 000 livres pour le vol en cause.

Les vitesses de référence utilisées au décollage pour le DC-8-63 sont les suivantes:

1. V_1 - Vitesse minimale en cas de panne de réacteur critique.

2. V_R - Vitesse de cabrage. Vitesse à laquelle l'avion fait son cabrage au cours du décollage pour lui permettre d'atteindre la vitesse de montée V_2 au passage des 35 pieds.

3. V_2 - Vitesse de montée. V_2 est la vitesse de l'avion au passage des 35 pieds, comme l'ont démontré les essais en vol. Elle doit être égale ou supérieure à 1,20 fois (120 p. 100) la vitesse de décrochage.

4. V_F - Vitesse de rentrée des volets. C'est la vitesse minimale de rentrée des volets. Elle est égale à V_2 + 25 nœuds.

Les vitesses de référence au décollage sont normalement déterminées par le mécanicien navigant et par consultation des tables du manuel d'utilisation du DC-8-63. Elles sont ensuite revues par le commandant de bord et par le premier officier et affichées au moyen de curseurs mobiles situés sur la circonférence de l'indicateur de vitesse de chaque pilote, à l'exception de V_2, qui est affichée au moyen d'un bouton rotatif qui déplace un curseur derrière le cadran de chaque indicateur.

Les vitesses de référence au décollage et les angles correspondants de braquage du stabilisateur varient en fonction de la masse et du centrage au décollage et du braquage des volets utilisé pour le décollage. La carte des données sur laquelle les vitesses de référence au décollage ont été calculées par l'équipage à Gander n'a pas été retrouvée. Les vitesses de référence au décollage suivantes et les angles correspondants de braquage du stabilisateur, qui correspondent à des masses de 310 000, 330 600, 344 500 et 355 000 livres, et aux centrages applicables, sont les vitesses indiquées en nœuds (KIAS) figurant dans le manuel d'utilisation du DC-8-63:

	310 000 lb*	330 600 lb**	344 500 lb***	355 000 lb****
V_1	130 KIAS	135 KIAS	140 KIAS	144 KIAS
V_R	145	150	154	158
V_2	158	163	166	169
V_F	183	188	191	194

Braquages correspondants du stabilisateur au décollage:

4,3 UEC	4,8 UEC	5,3 UEC	5,5 UEC

* Masse correspondant au réglage du curseur interne (V_2) trouvé sur l'anémomètre du premier officier.
** Masse calculée par l'équipage de conduite.
*** Masse au décollage déterminée par le Bureau.
**** Masse maximale autorisée au décollage.

La vitesse de 172 noeuds indiquée par le curseur interne de l'anémomètre du commandant de bord ne correspondait à aucune des valeurs de V_2 publiées dans le manuel d'utilisation du DC-8-63.

Pour une masse au décollage de 344 500 livres (estimée par le Bureau), et une V_2 indiquée de 158 noeuds (la V_2 indiquée par le curseur interne de l'anémomètre du premier officier) et un centrage situé à 25,4 p. 100 de la corde aérodynamique moyenne (MAC) le braquage correspondant du stabilisateur au décollage serait de 5,8 UEC.

1.17.5.2 Renseignements sur les performances communiqués par le constructeur

La Douglas Aircraft Co. a fourni une quantité considérable de renseignements sur les performances aérodynamiques du DC-8-63. Ces informations tenaient compte de la configuration de l'avion et des conditions qui régnaient à Gander. Elles comprenaient les paramètres pour un décollage normal et ceux applicables dans certaines conditions anormales.

D'après les renseignements fournis et compte tenu des conditions qui régnaient à Gander, un DC-8-63 dont la masse au décollage aurait été égale à celle estimée par le Bureau aurait dû décoller 47 secondes après le lâcher des freins, à une vitesse indiquée de 165 noeuds, après une course au décollage de 6 700 pieds, si l'on suppose que le cabrage se serait effectué à une vitesse indiquée de 153 noeuds et qu'il se serait ensuite écoulé 3,5 secondes avant l'arraché. La distance de décollage pour arriver à une hauteur de 35 pieds-sol aurait été de 7 800 pieds. Cette distance aurait été augmentée de 200 pieds si une panne de réacteur s'était produite à V_R.

D'autres renseignements ont été fournis, qui se rapportaient aux changements de coefficient de portance créés par les surfaces portantes de l'appareil dans les conditions suivantes: fentes de bord d'attaque fermées, déporteurs sol sortis et givrage des ailes.

Le coefficient de portance maximale subit une réduction de 0,2 lorsque les fentes sont fermées. Le déploiement des déporteurs sol se traduit par une réduction de 0,4 du coefficient de portance, lorsque l'angle d'attaque est de zéro degré. Cette réduction augmente en même temps que l'angle d'attaque. Douglas Aircraft Co. n'a pas pu fournir des données exactes pour des angles d'attaque supérieurs. En ce qui a trait au givrage, la Douglas Aircraft Co. a fourni des renseignements d'après lesquels, pour une irrégularité de surface des ailes de 0,04 pouce le coefficient de portance maximale diminuerait de 25 p. 100 environ. Le coefficient de traînée à l'angle d'attaque de décrochage ou au-delà de cet angle (qui serait inférieur à l'angle normal) augmenterait de plus de 100 p. 100 par rapport à une aile non givrée fonctionnant au même angle d'attaque, inférieur à l'angle de décrochage (voir figure 1.17).

1.17.5.3 Vitesse à l'arraché

Un aéronef ne prend l'air que lorsque la portance créée est supérieure à sa masse. L'angle d'inclinaison longitudinale du DC-8-63 étant limité géométriquement à 8,6 degrés environ, les équipages sont entraînés à ne pas dépasser huit degrés lorsque l'avion est encore au sol. Aussi, pour que le DC-8-63 prenne l'air, il faut que l'appareil accélère jusqu'à une vitesse produisant suffisamment de portance à l'angle d'attaque limite.

L'expérience montre que le DC-8-63 amorce son cabrage environ une ou deux secondes après l'annonce "rotation", si l'on suppose que les temps de réponse de l'équipage et de l'appareil sont normaux. Lorsque le cabrage s'effectue tôt, mais à un taux normal de deux degrés par seconde, le DC-8-63 prend un angle d'inclinaison longitudinale de huit degrés avant d'atteindre une vitesse

suffisante pour s'arracher du sol. L'arraché se produit à une vitesse indiquée de 161 noeuds environ si l'avion présente une masse similaire à celle qui a été estimée par le Bureau.

1.17.5.4 Performances en montée

Aux petits angles de montée pour une masse donnée, le taux de montée dépend de la différence entre la poussée et la traînée. Lorsque la poussée totale est supérieure à la traînée totale, l'appareil peut monter à une vitesse constante ou croissante. Lorsque l'appareil monte à un angle plus grand que celui qu'autorise l'excès de puissance utilisable, la vitesse diminue.

Si l'on connaît la vitesse aérodynamique, la pente de la montée et la poussée, il est possible de calculer la traînée totale de l'avion pour la montée après l'arraché. Cette traînée totale peut être utilisée dans le calcul du coefficient de traînée correspondant au profil de montée. Grâce aux données de l'enregistreur des données de vol, on a pu calculer le coefficient de traînée correspondant au profil de montée du vol en cause. Cet enregistreur n'ayant fourni aucune indication valable sur l'altitude, les profils de montée maximale et minimale du vol en question ont été déterminés à partir des observations des témoins et de l'affichage du système JETS en mode C. Cette façon de procéder a permis de déterminer que l'altitude maximale atteinte au cours de la brève montée qui a suivi le décollage n'a pas dépassé 125 pieds au-dessus de la piste. De même, il a été admis que la poussée des quatre réacteurs était normale pour les conditions ambiantes qui régnaient à Gander.

Entre la 54e et la 61e seconde après le lâcher des freins, la vitesse a diminué au taux de 1,3 noeud par seconde. Trois calculs ont été effectués pour déterminer le coefficient de traînée correspondant à la décélération observée. Ces calculs ont été faits en fonction de gains d'altitude après le décollage de 70, 100 et 125 pieds respectivement. Les résultats de ces trois calculs ponctuels laissaient croire que des coefficients de traînée de 0,29, 0,281 et 0,267 étaient nécessaires pour expliquer la décélération, si l'on suppose que les quatre réacteurs produisaient la poussée de décollage, et que les gains d'altitude de 70, 100 et 125 pieds ont été réalisés.

La perte de poussée d'un réacteur se traduit par un changement de 0,05 du coefficient de traînée. Par conséquent, si l'on tient compte d'une panne réacteur dans ces calculs, les coefficients de traînée correspondant à la performance de l'avion sont 0,24, 0,231 et 0,217 respectivement.

Les données du constructeur indiquaient que le coefficient de traînée prévu serait de 0,13 environ pour une montée normale après l'arraché.

1.17.6 Décrochage

La portance produite par une surface portante (aile) dépend principalement de trois variables: la géométrie du profil, l'angle d'attaque et la vitesse aérodynamique. La géométrie du profil d'un avion peut être modifiée par l'utilisation des volets de bord d'attaque ou de bord de fuite. La sortie des volets augmente de manière typique la portance d'une aile (coefficient de portance). La seule façon de modifier le coefficient de portance lorsque les volets sont braqués à une valeur donnée consiste à modifier l'angle d'attaque.

L'angle d'attaque est l'angle compris entre la corde de l'aile et la direction du vent relatif. Lorsque l'angle d'attaque augmente, le coefficient de portance augmente. Le coefficient de portance continue à augmenter quand l'angle d'attaque augmente tant que l'écoulement sur l'extrados de l'aile n'est pas perturbé et tant qu'il épouse le contour de l'aile. Toutefois, à un certain angle d'attaque, l'écoulement commence à se séparer de l'extrados. En règle générale, ce décollement se produit

d'abord près du bord de fuite. Le point de décollement se déplace vers l'avant à mesure que l'angle d'attaque augmente, jusqu'à ce que celui-ci atteigne une valeur critique. Au-delà de cette valeur, toute augmentation de l'angle d'attaque se traduit par une diminution du coefficient de portance, jusqu'au moment où survient le décrochage. À l'approche du décrochage, la traînée augmente de manière importante.

Le point auquel un avion décroche dépend de l'angle d'attaque. Toutefois, étant donné que la portance dépend du rapport entre l'angle d'attaque et la vitesse aérodynamique, le décrochage et le point auquel un avion décroche s'expriment habituellement en termes de vitesse aérodynamique. Pour un angle de braquage donné, les facteurs qui influent sur la vitesse de décrochage sont la poussée, l'angle d'inclinaison, le facteur de charge (accélération verticale exprimée en nombre de g), la masse et la position du centre de gravité.

L'amorce du décrochage se produit à un régime de vol qui précède un décrochage complet. Dans ce régime, l'avion est alors soumis à des tremblements et à des mouvements de roulis et de tangage de plus en plus violents. Les étapes de l'imminence du décrochage sont, dans l'ordre, le déclenchement de l'avertisseur de décrochage (l'avertissement donné par le vibreur de manche est fonction d'un angle d'attaque pré-établi); le décollement momentané de l'écoulement d'air sur l'aile, à mesure que la vitesse diminue et se rapproche de la vitesse de décrochage; le tremblement de l'appareil, dont l'intensité augmente à mesure que la vitesse diminue (et que l'angle d'attaque augmente); le déplacement vers l'avant du centre de poussée à mesure qu'augmente la surface de décollement des filets d'air, ce qui fait que le pilote a besoin d'exercer moins de force sur les commandes pour cabrer l'avion; l'augmentation des mouvements de roulis et des difficultés de maîtrise latérale causés par l'asymétrie des zones de décollement des filets d'air sur chaque aile et qui se traduisent habituellement par une modification du cap de l'avion pendant le décrochage.

Les caractéristiques de décrochage des DC-8 sont décrites dans le manuel d'étude d'utilisation du DC-8 dans les termes suivants: Les appareils de la série DC-8 présentent d'excellentes caractéristiques de décrochage qui sont prévisibles à tous points de vue sur toute la plage de masse et de centrage opérationnelle. Tous ces appareils présentent une abattée nette et franche sans tendance au cabrage ni mouvement de roulis néfaste. Ces caractéristiques résultent fondamentalement du soin apporté à la conception de la voilure. Sur le DC-8, à mesure que l'angle d'attaque augmente au point d'imminence de décrochage, la partie intérieure de l'aile, qui vole déjà à un angle d'attaque supérieur à celui de sa partie extérieure, du fait de la conception de la voilure, décroche en premier. Le centre de poussée de l'aile se déplace alors vers l'arrière par rapport au centre de gravité, ce qui fait doucement piquer l'avion du nez sans compromettre la maîtrise en roulis.

(Traduction libre)

Selon les aérodynamiciens de Douglas Aircraft et la documentation publiée par la Boeing Commercial Aircraft Company (Jet Transport Performance Methods), les avions de transport à réaction à ailes en flèches comme le DC-8-63 accuseront un mouvement de lacet au moment du décrochage, surtout si les pilotes tentent de corriger aux ailerons la chute de l'aile. Après avoir examiné plusieurs autres accidents au cours desquels un DC-8 a décroché peu après l'arraché, le Bureau en est venu à la conclusion qu'il était courant que l'appareil dévie considérablement de son cap au moment du décrochage.

Les vitesses de décrochage du DC-8-63 sont publiées dans le manuel d'utilisation de l'avion approuvé par la FAA. Les vitesses sont établies en fonction d'une poussée au ralenti et d'un

centrage avant. Elles représentent les vitesses minimales atteintes au cours des essais de sortie de décrochage effectués dans le cadre de l'homologation de l'appareil. Pour un braquage de 18 degrés de volets et une masse brute de 344 500 livres, la vitesse de décrochage indiquée homologuée par la FAA est de 144 noeuds.

La vitesse réelle de décrochage, c'est-à-dire la vitesse à laquelle la portance ne suffit plus à supporter la masse de l'appareil, est plus élevée que la vitesse de décrochage homologuée par la FAA. Pour une masse brute de 344 500 livres, les calculs basés sur les données aérodynamiques fournies par la Douglas Aircraft Co. ont donné une vitesse de décrochage à 1 g supérieure d'environ 11 noeuds à celle homologuée par la FAA. Le centrage correspondant au décollage à Gander aurait entraîné une diminution de trois noeuds de la vitesse de décrochage. La poussée au décollage aurait réduit cette vitesse de quatre autres noeuds. À cause des limites de l'enregistreur de données de vol, les effets du facteur de charge et de l'angle d'inclinaison ne pouvaient être estimés. Par conséquent, la vitesse de décrochage ailes lisses à 1 g au décollage de Gander, calculée à partir des données fournies par la Douglas Aircraft Co. était d'environ 148 noeuds.

1.17.7 Avertisseurs de décrochage

La plupart des avions de transport à réaction sont équipés d'un vibreur de manche ou d'un autre dispositif destiné à avertir le pilote que l'appareil est sur le point de décrocher. Le déclenchement du vibreur de manche de DC-8 se fait par un mécanisme de détection (un détecteur de portance) situé dans le bord d'attaque de l'aile.

La palette du détecteur de portance sort de l'intrados, sous le bord d'attaque de l'aile de manière à ce que les forces aérodynamiques actionnent en vol le vibreur de manche lorsque l'angle d'attaque atteint une valeur pré-établie. D'après la Douglas Aircraft Co., le vibreur de manche du DC-8-63 entre en action à environ 13 noeuds au-dessus de la vitesse de décrochage homologuée par la FAA et à six noeuds au-dessus de la vitesse de décrochage à 1 g.

1.17.8 Effet de sol

Les caractéristiques aérodynamiques de l'aile de tout avion en vol sont modifiées si ce dernier évolue près du sol. Le sol limite localement l'écoulement de l'air et modifie la déflexion des filets d'air vers le haut et le bas ainsi que les tourbillons d'extrémité d'aile. C'est ce qu'on appelle l'effet de sol.

En effet de sol, la vitesse induite de l'écoulement de l'air diminue, le coefficient de traînée induite diminue et le coefficient de portance pour tout angle d'attaque donné augmente. En d'autres termes, pour obtenir le même coefficient de portance, il faut un angle d'attaque plus faible et le coefficient de traînée correspondant est lui aussi plus faible.

L'effet de sol est le plus marqué lorsque l'avion est à une hauteur-sol égale au quart de l'envergure de l'aile (37 pieds dans le cas du DC-8-63). Tous les avantages présentés par l'effet de sol disparaissent lorsque cette hauteur-sol dépasse l'envergure de l'aile. Habituellement, la traînée induite diminue de 20 p. 100 à une hauteur égale au quart de l'envergure de l'aile et d'environ 45 p. 100 à une hauteur équivalant au dixième de l'envergure.

1.17.9 Givrage

Des recherches considérables ont été effectuées pour découvrir les effets du givrage sur les performances d'une surface portante. À la suite de celles-ci, il est maintenant généralement reconnu qu'une accumulation de glace sur le bord d'attaque ou sur l'extrados de l'aile d'un avion se traduit par une augmentation de la vitesse de décrochage, une diminution de l'angle de décrochage et une augmentation rapide de la traînée lorsque le décrochage est imminent (voir figure 1.15).

Ces effets et les dangers qu'ils présentent ont été démontrés dans de nombreux essais aérodynamiques et décrits dans un grand nombre d'articles, de périodiques sur l'aviation et dans des manuels d'exploitation par temps froid. (Voir l'annexe C pour obtenir des renseignements généraux sur les effets aérodynamiques du givrage.)

Des recherches récentes ont montré que des quantités apparemment insignifiantes de glace sur une aile peuvent compromettre de façon appréciable les performances d'un avion et ses caractéristiques de vol. La rugosité de la surface de l'aile, due à la glace, au givre, à la neige ou même à une accumulation importante de restes d'insectes ou d'éclats de peinture, peut entraîner une diminution de portance non négligeable ainsi qu'une augmentation de la traînée.

Des recherches ont montré que les éléments rugueux répartis à la surface, même si leur hauteur ne dépasse pas 1/10 000 de la corde de l'aile, peuvent nuire aux performances en augmentant la vitesse de décrochage. Cette hauteur correspond à environ 0,030 pouce sur un DC-8, soit à peu près la rugosité du papier de verre à moyen ou gros grain.

Sur une aile présentant des irrégularités de surface, la progression normale du décrochage sur une aile en flèche est modifiée. Le moment à piquer normal dans la direction de la sortie de décrochage qui se produit lors d'un décrochage est réduit si l'aile présente des irrégularités de surface. Les effets des caractéristiques résultant d'une dégradation de ce moment à piquer peuvent

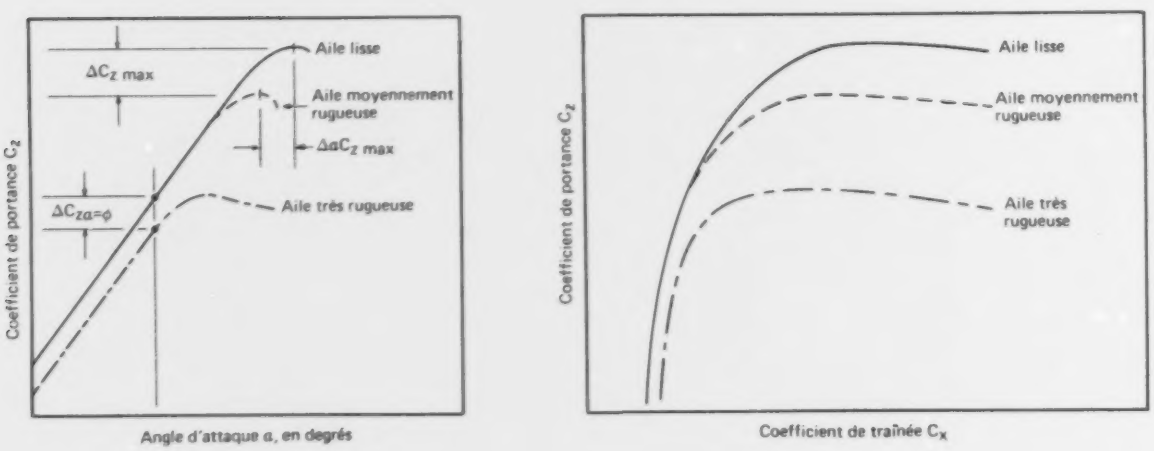


Figure 1.15 Effet des irrégularités de surface au bord d'attaque sur les caractéristiques aérodynamiques

aller d'un défaut de compensation se traduisant par des différences de réponses aux sollicitations sur le manche pilote à un cabrage important à mesure que l'angle d'attaque augmente.

Le bord d'attaque d'une aile est le plus sujet au givrage. Des irrégularités de surface sous la forme de crêtes, de sillons ou de bandes étroites localisés près du bord d'attaque peuvent avoir des effets néfastes, comparables à ceux d'une irrégularité de surface moins importante mais répartie sur toute l'aile de l'appareil. La figure 1.16 montre les effets relatifs de ces crêtes, sillons ou bandes étroites localisés en fonction de l'emplacement des irrégularités, exprimé en pourcentage de la corde.

Comme le givrage des ailes amène un angle de décrochage inférieur à la normale, les avertisseurs de décrochage basés sur l'angle d'attaque, comme celui qui est monté sur le DC-8, peuvent ne pas avertir le pilote avant que se produise le décrochage.

En 1981 et 1982, la Boeing Commercial Airplane Company a effectué des essais en soufflerie, en vol et en simulateur avec un Boeing 737 pour mieux comprendre les effets qu'avait le givrage de la voilure et de l'empennage horizontal sur les caractéristiques de vol et les performances de cet avion. Les résultats de ces études ont indiqué que le givrage réduit considérablement la portance de la voilure, augmente les vitesses de décrochage et diminue les performances en montée.

Lorsque la voilure était givrée, les caractéristiques de vol propres à l'imminence d'un décrochage apparaissaient à l'intérieur du domaine de manoeuvre normal de l'avion en configuration lisse, avant que l'avertisseur de décrochage ne se déclenche.

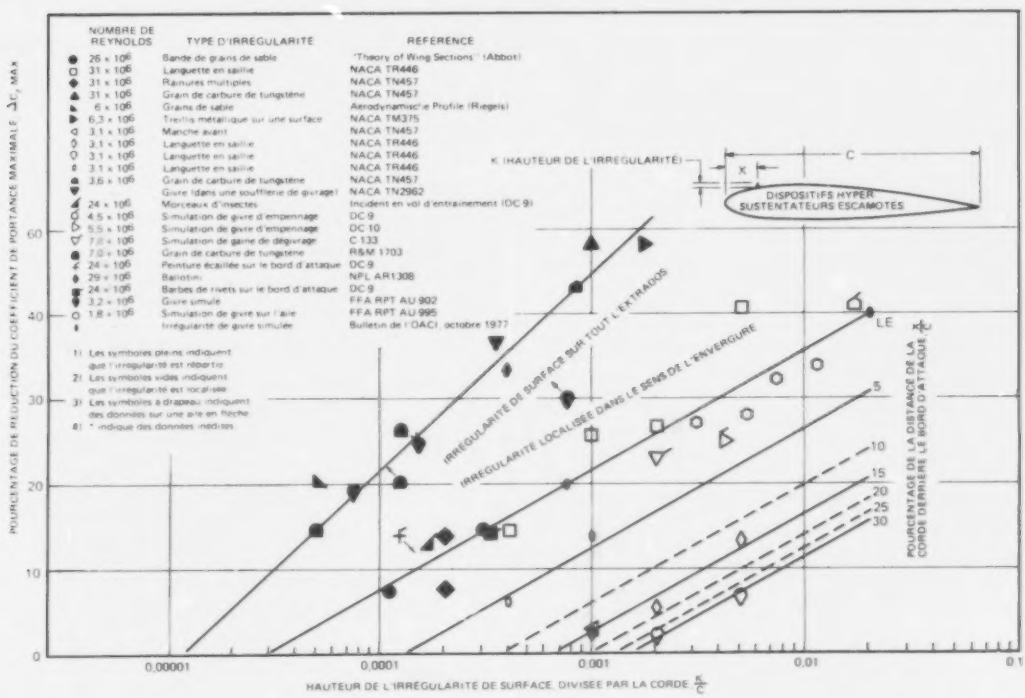


Figure 1.16 Réduction du coefficient de portance maximale à cause des irrégularités de surface de la voilure

Des essais en vol effectués sur un Boeing 737 dont la surface des ailes avait été rendue rugueuse par l'application au rouleau d'un mélange d'époxy et de produit antidérapant utilisé sur les zones de passage ont démontré que la portance maximale diminuait de 18 p. 100, ce qui entraînait une augmentation de 13 noeuds de la vitesse de décrochage.

Des essais menés dans le simulateur de vol technique ont révélé que les pilotes pouvaient rencontrer les caractéristiques de vol propres à l'imminence d'un décrochage lors du cabrage normal au décollage lorsque les caractéristiques aérodynamiques d'un avion ayant subi du givrage étaient programmées dans le simulateur.

Les avions qui ne possèdent pas de becs de bord d'attaque hypersustentateurs sont particulièrement sensibles à la rugosité de surface de l'aile. Le déploiement de ces becs sur les appareils qui en sont dotés permet généralement de retrouver la quasi totalité des performances qui avaient été perdues à cause d'une rugosité peu importante.

Contrairement au Boeing 737, le Douglas DC-8-63 n'est pas équipé de becs de bord d'attaque. La Douglas Aircraft Co. a confirmé que la dégradation des performances du DC-8-63 soumis à un faible givrage est définitivement plus grande que celle d'autres types d'avion équipés de becs de bord d'attaque. D'après des renseignements obtenus de la Douglas Aircraft Co., la présence d'irrégularités de surface de 0,04 pouce se traduirait par une réduction significative du coefficient de portance maximale et par une augmentation appréciable du coefficient de traînée (voir figure 1.17).

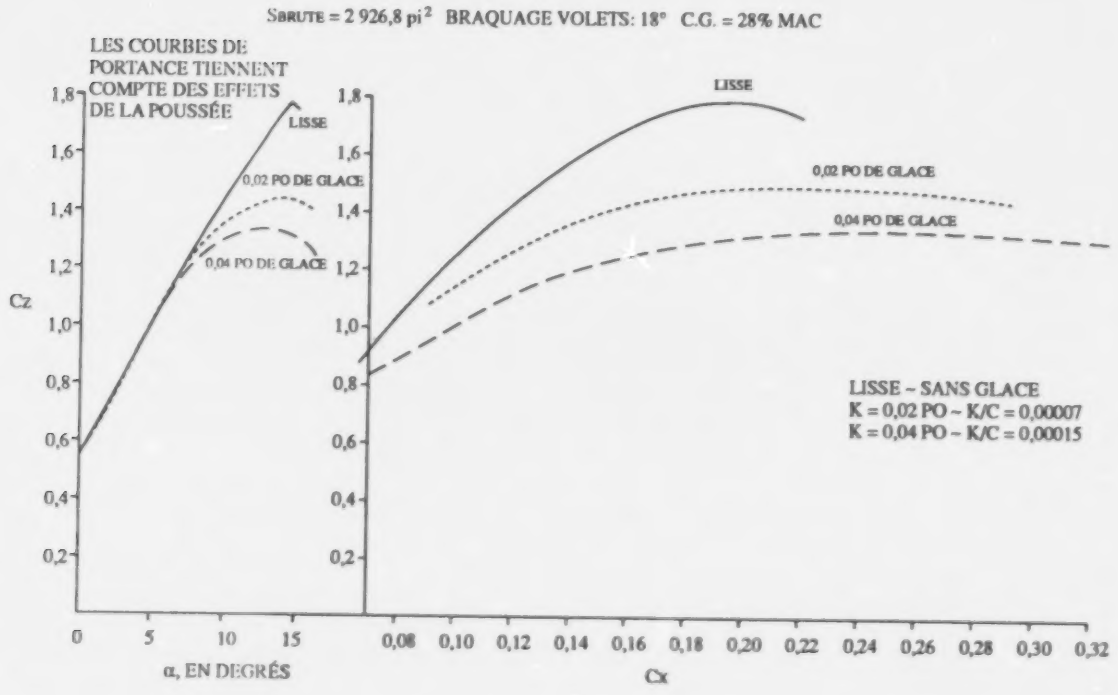


Figure 1.17 Effet d'irrégularités de surface réparties sur l'extrados de l'aile d'un DC-8-63

D'après les données de la Douglas Aircraft Co., le coefficient de portance maximale du DC-8-63, volets braqués à 18 degrés, serait réduit de 25 p. 100 par des irrégularités de surface de 0,04 pouce.

1.17.10 Accumulation de glace en approche

Par le passé, l'accumulation de glace en vol sur les surfaces portantes a fait l'objet de nombreuses études. De ces recherches ont été tirés plusieurs modèles qui peuvent prédire la quantité de glace qui s'accumulerait sur une surface portante donnée dans certaines conditions. Pour pouvoir faire ces prédictions, il faut connaître la vitesse vraie et l'altitude de l'aéronef, la température de l'air au repos, la teneur en eau liquide du nuage traversé par l'aéronef et le rayon des gouttelettes d'eau en suspension dans le nuage.

Plusieurs de ces calculs ont été effectués par des enquêteurs du BCSA et par des chercheurs du Conseil national de recherches (CNR) du Canada. Cet organisme a récemment mené des recherches sur l'accumulation de glace en effectuant des expériences dans la soufflerie de givrage à haute vitesse du Laboratoire des basses températures. Tous les calculs ont été effectués à partir des vitesses et des altitudes provenant de l'enregistrement de la descente sur Gander (voir la figure 1.18) obtenu de l'enregistreur de données de vol, des températures de l'air au repos, déterminées par une radio-sonde du Service de l'environnement atmosphérique (SEA) lâchée près de St. John's (Terre-Neuve) environ deux heures après l'accident, de la teneur en eau liquide, ainsi que de la taille des gouttelettes déterminées par le SEA. L'altitude du sommet et de la base de la couche nuageuse traversée par l'avion en approche de Gander a été déterminée à partir de rapports de pilotes qui sont arrivés à Gander ou qui ont quitté cet endroit avant et après l'accident.

Un calcul a été fait à partir d'une méthode décrite dans le rapport technique de la Federal Aviation Administration intitulé: "Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data". Ce calcul a donné une prédiction d'accumulation de glace d'environ 0,25 pouce sur la partie extérieure des ailes.

Une seconde méthode évaluait l'accumulation de glace sur les ailes au moyen d'un modèle numérique de givrage blanc sur des profils aérodynamiques à deux dimensions et de forme arbitraire dans un écoulement propice à cette situation. Le modèle servait uniquement à fournir une estimation de l'efficacité de collision des ailes et une estimation de l'épaisseur de l'accumulation qui se serait produite à une température suffisamment basse. Le modèle a prédit que l'efficacité de collision totale des ailes dans les conditions présumées serait de 0,14, ce qui donnerait un taux d'accumulation de glace d'environ 3,8 kilogrammes par heure par mètre d'envergure. L'efficacité locale maximale était d'environ 0,65 près du bord d'attaque des ailes. Si l'on suppose qu'il n'y ait eu aucun refoulement vers l'arrière, l'efficacité de collision locale des ailes se serait traduite par une accumulation de glace de 0,3 pouce d'épaisseur.

Ces deux méthodes étaient limitées en ce sens qu'elles étaient fondées sur une accumulation du type givre blanc sur les ailes. Toutefois, la température de l'air au cours de l'approche était suffisamment douce pour que les gouttes en surfusion heurtant les ailes non loin du bord d'attaque ne gèlent pas immédiatement à l'impact, mais roulent plutôt vers l'arrière le long des ailes, gelant un peu plus loin que leur point d'impact. L'accumulation de verglas en forme de corne qui en résulterait produirait un profil beaucoup moins lisse que celui prédit par les deux premiers calculs.

Afin d'essayer de raffiner les estimations sur l'épaisseur et la forme probables de l'accumulation de glace sur les ailes au cours de l'approche à Gander, on a effectué une autre série de calculs

au moyen d'une méthode permettant de calculer l'épaisseur de l'accumulation de verglas sur un cylindre immobile. Comme le modèle ne pouvait simuler l'accumulation de glace que sur des cylindres, des cylindres de divers diamètres ont été choisis parce qu'ils s'apparentaient à la courbure de l'extrados et de l'intrados de l'aile du DC-8-63 à diverses références à mi-envergure de celle-ci, entre 26 et 85 p. 100.

Cette série de calculs a révélé que l'estimation la plus probable d'accumulation maximale de glace prévue au cours de l'approche de l'avion à Gander serait comprise entre 8,7 millimètres (0,34 pouce) à 85 p. 100 de la demi-envergure, à 5 millimètres (0,20 pouce) à 26 p. 100 de la demi-envergure, en passant par 6,5 millimètres (0,26 pouce) à 53 p. 100 de la demi-envergure.

Même si de légers écarts entre l'efficacité de collision locale sur le cylindre et celle de l'aile du DC-8-63 se traduiraient par des accumulations de glace légèrement différentes, les valeurs calculées ont été jugées comme approchant assez fidèlement l'accumulation de glace qui se serait produite sur les ailes de l'avion au cours de son approche à Gander.

Des entrevues avec des pilotes de Arrow Air et d'autres exploitants ont révélé que le dégivrage des surfaces portantes est rarement utilisé. Pour des conditions météorologiques semblables à celles qui prévalaient à Gander le matin du 12 décembre 1985, tous s'accordaient pour dire qu'il serait inhabituel de dégivrer les surfaces portantes lors de l'approche précédant l'atterrissage.

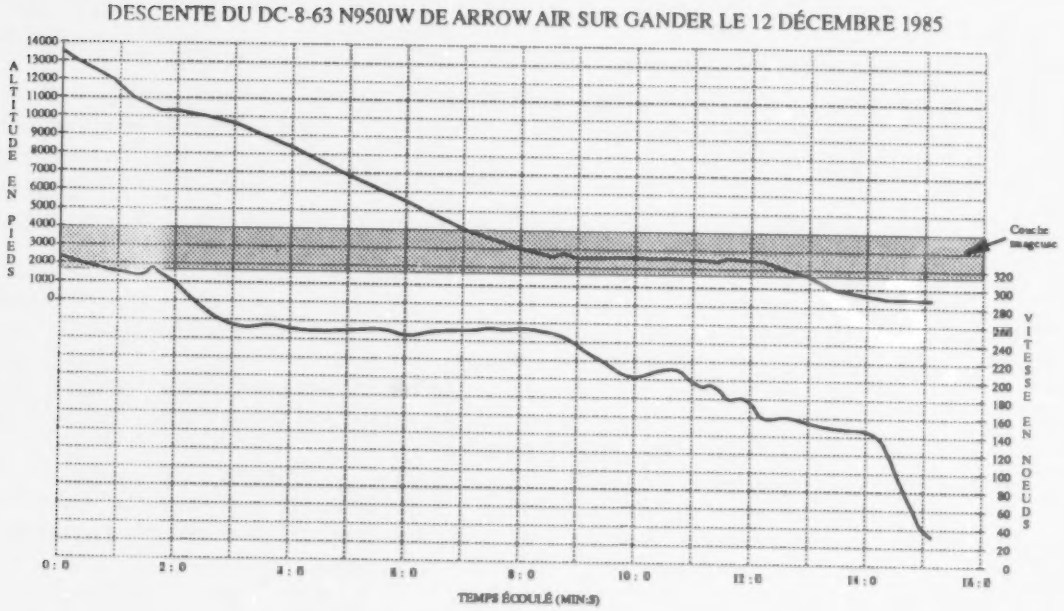


Figure 1.18 Tracé de l'approche à Gander d'après l'enregistreur de données de vol

1.17.11 Dégivrage de l'avion au sol

Pour que la voilure d'un appareil soit le plus lisse possible et pour réduire au minimum les dangers associés au givrage, il est de pratique courante dans l'industrie aéronautique de dégivrer un appareil avant le décollage lorsque les conditions le justifient. Diverses techniques de dégivrage au sol ont été mises au point au cours des années. À l'heure actuelle, le dégivrage au sol se fait au moyen d'un produit réducteur de point de congélation (RPC) et de liquides de dégivrage qui peuvent débarrasser un appareil du givre qui le recouvre et fournir un film protecteur qui retarde toute formation de givre, de neige ou de glace.

Du matériel de dégivrage au sol employant des liquides RPC était disponible à Gander, le matin du 12 décembre 1985. L'équipage du vol MF1285R n'avait pas demandé que l'appareil soit dégivré au cours de l'escale.

Deux autres appareils avaient quitté Gander dans les trois heures précédant l'accident. Un Boeing 737, qui avait quitté environ 30 minutes avant l'accident, avait été dégivré au sol avant son départ. Cet avion s'était posé à Gander à 6 h 45. Au cours des deux dernières heures de son escale de trois heures à Gander, on avait signalé des précipitations sous la forme d'une très légère bruine verglaçante et de neige en grains légère. La personne qui avait dégivré l'avion a indiqué qu'il y avait de la glace sur le bord d'attaque des ailes avant qu'elle n'entreprenne le dégivrage.

Un British Aerospace VC-10, qui avait quitté environ trois heures avant l'accident, n'avait pas été dégivré avant le décollage. Cet appareil avait passé 50 minutes au sol à Gander. Au cours de cette période, aucune bruine verglaçante n'avait été signalée.

1.17.12 Observations du personnel de piste

Six techniciens du personnel de piste s'étaient occupés de l'avion lors de son escale à Gander. Tous ont été interrogés par des enquêteurs du BCSA dans les jours qui ont suivi l'accident.

Le technicien qui avait guidé l'avion en position sur l'aire de stationnement et aidé à placer l'escalier pour les passagers n'avait pas remarqué de glace sur les surfaces de l'appareil. Par contre, il a signalé qu'il n'avait pas inspecté l'avion pour y vérifier la présence de glace et qu'il n'était pas du tout monté dans l'ecalier des passagers. En réponse à des questions plus précises, il a déclaré qu'il n'était pas sûr s'il y avait ou non de la glace sur l'avion.

Deux autres techniciens avaient placé l'escalier des passagers contre l'avion, chargé les approvisionnements et enlevé les rebuts de l'avion. Les deux ont déclaré qu'ils n'avaient pas observé les ailes de l'avion et ils ne pouvaient dire s'il y avait de la glace ou non sur les ailes.

Un quatrième technicien avait vidé les toilettes de l'avion au cours de l'escale. Il a déclaré qu'il n'avait pas spécialement observé l'avion parce qu'une fois son travail terminé, il devait aller préparer un autre appareil pour le départ.

Un des deux avitailleurs a signalé qu'il ne croyait pas qu'un dégivrage fût nécessaire, mais il a atténué sa réponse aux enquêteurs en déclarant qu'il ne pouvait pas voir l'extrados des ailes et qu'il se pouvait qu'il y eût de la glace à cet endroit.

Le deuxième avitailleur a déclaré qu'il avait remarqué de la glace sur le bord du pare-brise alors qu'il conversait dans le poste de pilotage avec le mécanicien navigant. Il a ajouté que ce dernier lui avait dit que l'avion avait accumulé un peu de glace lors de la descente sur Gander. Pour ce

qui est de ses observations alors qu'il se trouvait à l'extérieur de l'appareil, cet avitailleur a déclaré qu'il ne lui était pas possible d'apercevoir l'extrados des ailes et que, par conséquent, il n'était pas en mesure de faire des affirmations sur la glace qui aurait pu s'y trouver.

Les six techniciens du personnel de piste ont tous été interrogés de nouveau par des enquêteurs du BCSA plus tard au cours de l'enquête. Leur souvenir des observations qu'ils avaient faites au cours de l'escale de l'appareil à Gander n'avait pas changé.

1.17.13 Affectation des équipages chez Arrow Air

La politique de Arrow Air en ce qui a trait aux affectations des équipages de conduite se trouve dans le Arrow Air General Operations Manual. Le manuel précise que tous les membres d'équipage de conduite de Arrow Air sont affectés conformément aux FAR pertinentes. Le directeur des opérations aériennes de Arrow Air a témoigné à l'enquête publique du Bureau. L'affectation des équipages de conduite relève de sa responsabilité. Il a déclaré que les FAR pertinentes étaient les principaux paramètres qui régissaient chaque affectation des équipages. Il a ajouté que bien qu'il n'y eût aucune politique écrite au sujet de la durée maximale d'une journée de service, il considérait que 16 heures représentaient la limite à ne pas dépasser lors de l'établissement des affectations. En outre, il a déclaré qu'il était normal d'accorder une prolongation de deux heures à la journée de service maximale d'un équipage en cas de retards imprévus, et que le commandant de bord pouvait, s'il le jugeait nécessaire, prolonger une journée de service au-delà de 18 heures. Il a aussi déclaré que les facteurs pouvant causer la fatigue, tels que les changements de fuseau horaire et les départs de nuit, n'entraient pas en compte lors de l'établissement des affectations des équipages. La compagnie n'employait aucun agent ou conseiller médical. Les pilotes étaient censés tenir compte eux-mêmes de leur propre fatigue. Des entretiens avec des employés de Arrow Air ont révélé que, parfois, le service de répartition des vols exerçait des pressions pour que les itinéraires prévus soient complétés.

1.17.14 Carnet du commandant de bord

Un carnet contenant une liste détaillée de tous les vols effectués par le commandant de bord a été retrouvé dans l'épave.

Une inscription se rapportait à un vol de fret pour la FMO à bord d'un DC-8-63 de Arrow Air, immatriculé N6161A, à destination de Ras Nasrani, en Égypte, le 23 février 1983. Celle-ci faisait mention d'une panne du circuit hydraulique principal au cours du vol vers Ras Nasrani.

L'inscription suivante se rapportait à un vol à destination du Caire après une brève escale à Ras Nasrani. Elle précisait qu'il avait fallu utiliser le système hydraulique de secours pour rentrer le train et les volets. L'opération avait été lente mais réussie. En outre, le verrouillage des trappes de train avait posé quelques difficultés.

L'inscription suivante se rapportait au départ du Caire à la suite d'une escale technique de ravitaillement en carburant. Elle précisait que l'avion avait décollé en douceur du Caire et que la compagnie avait demandé un déroutement sur Amsterdam pour maintenance. Elle se poursuivait par une description de l'approche et de l'atterrissage à Amsterdam, ainsi que des difficultés rencontrées alors (passage des ailerons en manuel, vent de travers et turbulence).

1.17.15 Réglementation américaine régissant le transporteur

Arrow Air possède un certificat de transporteur aérien et est exploité en vertu des FAR, partie 121, régissant les transporteurs domestiques et nationaux.

1.17.15.1 Exigences relatives aux enregistreurs de bord

La FAR 121.343 exige que les gros porteurs à turbopropulsion homologués pour voler au-dessus de 25 000 pieds soient équipés d'un ou de plusieurs enregistreurs de bord reconnus. Dans le cas des aéronefs dont le certificat de type d'origine a été délivré avant le 30 septembre 1969, l'enregistreur doit enregistrer les paramètres suivants: l'heure, l'altitude, la vitesse, l'accélération verticale et le cap.

La FAR 121.349 exige que les gros porteurs à turbopropulsion soient équipés d'un enregistreur phonique. Le règlement actuellement en vigueur n'exige pas que l'équipage de conduite en vérifie le fonctionnement avant le vol.

La liste des équipements indispensables au vol des DC-8 de Arrow Air, approuvée par la FAA, permet la mise en service d'un avion même si l'enregistreur de données de vol et l'enregistreur phonique ne fonctionnent pas. Cette mesure est conforme à la liste principale des équipements indispensables au vol de la FAA pour le DC-8 et d'autres avions de transport.

1.17.15.2 Limitation du temps de vol des équipages de conduite

La FAR 121.521 des États-Unis indique quelles sont les limites de temps de vol pour les avions effectuant des vols transocéaniques et internationaux avec un équipage comprenant deux pilotes et un membre navigant supplémentaire. Elle précise ce qui suit:

(a) Aucun transporteur aérien complémentaire ni aucun exploitant commercial ne peuvent affecter pendant plus de 12 heures de vol, au cours d'une période de 24 heures consécutives, un membre d'un équipage de conduite comprenant deux pilotes et un autre navigant au moins.

(b) Si un navigant a été en vol, en qualité de membre d'un équipage de conduite, pendant 20 heures ou plus au cours d'une période de 48 heures consécutives, ou pendant 24 heures ou plus pendant une période de 72 heures consécutives, il doit avoir bénéficié d'au moins 18 heures de repos avant de reprendre quelque service que ce soit avec le transporteur aérien ou l'exploitant commercial. Dans tous les cas, il doit être dispensé de tout service pour au moins 24 heures consécutives au cours de toute période de sept jours consécutifs.

(Traduction libre)

La partie 121 de la FAR ne mentionne aucune limitation du temps de service de jour pour un équipage de conduite.

Les dispositions de la partie 121 de la FAR ne s'appliquent pas lorsqu'un vol déterminé ne comprend pas le transport de personnes ou de biens, dans le cadre du commerce aérien, contre rétribution ou prix de louage, ce qui est le cas lors du convoyage d'un aéronef vers une base de maintenance. L'exploitation de vols semblables non rémunérés se fait en vertu des dispositions du chapitre "General Operating and Flight Rules" de la FAR 91, lequel ne fixe aucune limitation du temps de vol des équipages de conduite.

1.17.16 Surveillance par la FAA

En mars 1984, la FAA a procédé sur tout le territoire des États-Unis à un resserrement de la surveillance et de l'inspection des transporteurs aériens, dans le cadre d'une campagne spéciale (National Air Transportation Inspection [NATI]) comprenant deux phases. Les conclusions de la première phase ont été revues par des coordonnateurs régionaux qui les ont analysées afin de dériver les tendances et les domaines pouvant présenter des difficultés. La découverte éventuelle de lacunes chez un transporteur aérien au cours de la première phase entraînait le déclenchement immédiat d'une seconde inspection plus détaillée. C'est ce qui s'est passé à la suite de la première phase d'inspection de la compagnie Arrow Air, où la FAA a lancé une seconde phase entre le 19 et le 29 mars 1984.

L'équipe d'inspection a conduit un examen approfondi destiné à vérifier si les opérations de la compagnie Arrow Air étaient conformes aux FAR. L'inspection comprenait l'examen des dossiers, la tenue d'entrevues avec du personnel de la compagnie, des inspections en route, ainsi que des inspections de l'aire de trafic et des installations.

L'inspection a eu lieu après une période de croissance rapide de la compagnie. Les inspecteurs ont remarqué que, dans de nombreux cas, les procédures et règles d'exploitation de Arrow Air n'avaient pas été adaptées au rythme de la croissance de la compagnie. De nombreux manuels étaient périmés et, dans certains cas, ils ne correspondaient pas aux exigences des FAR.

Les dossiers de Arrow Air relatifs à l'entraînement des équipages ont été jugés peu satisfaisants. La FAA a constaté plusieurs cas de dossiers incomplets et non étayés. En règle générale, les dossiers étaient mal tenus dans toute l'organisation de Arrow Air. L'équipe d'inspection a noté qu'il n'y avait pas de programme de formation officiel pour le personnel de maintenance.

L'équipe a déterminé que Arrow Air exploitait sa flotte aérienne avec de nombreux points d'entretien différé (DMI) et que, dans certains cas, ces points étaient reportés de mois en mois sans que les mesures correctives ne soient prises.

L'examen des pièces de rechange en stock à l'une des installations de Arrow Air a montré que de nombreuses pièces portaient des étiquettes de bon état de sources étrangères non autorisées. Le personnel de Arrow Air a immédiatement été avisé que l'utilisation de ces pièces était inacceptable. Par la suite, Arrow Air a retiré toutes ces pièces de ses stocks pour les envoyer à sa base de Miami afin de les y faire dûment homologuer par des sources approuvées de la FAA.

En ce qui concerne les activités de surveillance menées par la FAA, l'équipe d'inspection a constaté plusieurs cas où la surveillance courante avait identifié des anomalies contrevenant aux FAR et que, malgré cela, elle avait inscrit les résultats comme étant satisfaisants.

Dans d'autres cas, aucune mesure n'avait été prise à la suite d'observations de surveillance portant sur des points laissant à désirer. L'équipe d'inspection a également établi qu'à l'occasion le transporteur lui-même avait été chargé d'enquêter sur de présumées infractions aux FAR.

À la suite de ces observations, l'équipe d'inspection a formulé un certain nombre de recommandations. Bon nombre d'entre elles avaient trait à la nécessité d'une surveillance accrue de la part du bureau local de la FAA ainsi que des inspecteurs principaux intéressés. L'équipe a recommandé que les unités d'exploitation et de maintenance exercent une surveillance accrue du transporteur et conduisent des inspections plus fréquentes; que toutes les lacunes ou points jugés inacceptables soient suivis de près afin que des mesures correctives soient prises; que, le cas échéant, des

mesures soient prises en cas d'infraction; et que, en général, une position plus ferme soit adoptée face aux activités et aux habitudes de la compagnie jugées inacceptables ou contraires aux règlements.

Les points suivants ont été identifiés comme nécessitant plus de surveillance et un suivi plus attentif: les manuels de la compagnie, l'entraînement, les points d'entretien différé et l'utilisation de pièces provenant de sources étrangères non autorisées.

La FAA surveille en permanence les transporteurs aériens pour s'assurer qu'ils respectent les FAR et les procédures approuvées par la FAA. La responsabilité de cette surveillance suivie incombe principalement à l'inspecteur principal des opérations (POI) et à l'inspecteur principal de la maintenance (PMI), affectés à chaque compagnie.

Les inspecteurs de la FAA affectés comme POI et PMI au moment de l'accident ont témoigné lors de l'enquête publique du Bureau.

L'inspecteur principal des opérations avait assumé ses responsabilités chez Arrow Air en juin 1985, six mois avant l'accident. Il a déclaré qu'environ 75 p. 100 de son travail se rapportait aux activités de cette compagnie et qu'il passait environ 30 p. 100 de ce temps à l'inspection et à la surveillance; il passait le reste du temps à dispenser des conseils techniques au transporteur. Il y avait également un poste d'inspecteur adjoint des opérations, mais il était vacant depuis que l'inspecteur principal avait été affecté à Arrow Air.

D'après l'inspecteur principal des opérations, la compagnie Arrow Air était exploitée conformément aux exigences des FAR et des procédures approuvées par la FAA. L'inspecteur a en outre déclaré qu'il pensait que les ressources humaines dont il disposait pour surveiller Arrow Air n'étaient pas suffisantes.

L'inspecteur principal de maintenance avait pris ses fonctions chez Arrow Air en avril 1985, huit mois avant l'accident. Il a déclaré qu'il était chargé de s'assurer que les programmes d'inspection et de maintenance de la compagnie étaient conformes aux normes de la FAA. La surveillance comprenait les vérifications ponctuelles, les inspections en route, les inspections des installations, la revue des différents manuels et livrets techniques ainsi que l'inspection des appareils. Il a en outre déclaré qu'en plus de ses responsabilités chez Arrow Air il était aussi inspecteur principal de maintenance pour deux autres transporteurs aériens et pour cinq ateliers de réparation. Il a estimé qu'il consacrait environ 40 p. 100 de son temps à la surveillance de Arrow Air. Il était secondé par deux autres inspecteurs de la FAA.

Dans les huits mois durant lesquels il a exercé la surveillance de Arrow Air, l'inspecteur principal de maintenance n'a remarqué aucune lacune dans les programmes d'inspection et de maintenance de la compagnie. Il considérait que l'exploitation de Arrow Air était conforme aux normes. Il a de plus ajouté qu'en tant qu'inspecteur principal de maintenance chez Arrow Air il ne s'était en aucune manière servi du rapport NATI de 1984 sur cette compagnie.

En janvier 1986, un mois après l'accident, le secrétaire aux Transports des États-Unis a ordonné à la FAA de mener une inspection approfondie des compagnies aériennes exploitées en vertu d'une charte militaire. Arrow Air a été soumise à cette inspection entre le 21 janvier et le 21 février 1986.

L'équipe d'inspection a fait de nombreuses observations qui, d'après elle, indiquaient des cas de non-respect des FAR ou des procédures de la FAA. Dans plusieurs cas, les conclusions étaient

semblables à celles du rapport NATI de 1984 sur Arrow Air. Des insuffisances et des exemples de non-exécution des FAR ont été relevées dans presque tous les domaines d'exploitation de la compagnie. Des observations précises ont été faites dans les cas suivants: manuels périmés, procédures non conformes aux FAR, mauvaise tenue des dossiers sur l'entraînement, non-respect des procédures de Arrow Air, utilisation de pièces et de composants d'avion provenant de sources étrangères non autorisées et non-respect des stipulations des FAR sur les limitations de temps de vol maximal et de temps de repos minimal des équipages. Bien qu'aucune conclusion générale n'ait été tirée de cette inspection, l'inspecteur de la FAA responsable a déclaré au cours de l'enquête publique du Bureau que dans certains domaines la compagnie Arrow Air ne satisfaisait pas aux normes minimales de la FAA. Il a aussi déclaré qu'il estimait que quelques-unes des observations formulées étaient importantes et que, dans certains cas, la sécurité des opérations laissait à désirer.

À la suite de l'enquête publique, la FAA a informé le Bureau qu'après une revue approfondie par le bureau de district des normes de vols de la FAA à Miami, de nombreuses conclusions de l'équipe d'inspection avaient été jugées non valables pour diverses raisons. En particulier, la FAA a estimé que la majorité des conclusions étaient mineures par nature et, sur les 19 que l'organisme américain a jugé "importantes" autrement dit, dignes de faire l'objet de mesures officielles d'application des règlements, il a décidé, après enquête que huit ne concernaient pas des infractions; ces dernières furent donc rejetées sans autre forme de procès. La FAA a jugé que dix des recommandations importantes portaient sur des infractions; celles-ci ont donné lieu à l'évaluation d'une amende civile ou à l'émission d'une lettre d'avertissement ou de rectification.

Toujours selon la FAA, les écarts notés chez Arrow Air, par rapport aux constatations faites lors d'inspections auprès d'autres transporteurs, ne présentaient pas une gravité supérieure à la "moyenne", puisque les infractions retenues étaient confinées à des aspects restreints de ses opérations.

Enfin, la FAA a soutenu que, dans les mois ayant précédé l'accident, la surveillance et le suivi des inspections de Arrow Air n'avaient jamais été de toute la vie de la compagnie aussi intensives, tant sur un plan qualitatif que quantitatif.

1.17.17 Enquête publique

Le BCSA a mené sur cet accident une enquête publique à partir du 8 avril 1986. L'enquête, qui a duré sept jours, a eu lieu à Hull (Québec) (voir la liste des témoins à l'annexe D). Ont participé à l'enquête: la commission technique du BCSA; la Douglas Aircraft Co.; Pratt & Whitney United Technologies; les parents de l'équipage de conduite; Arrow Air Inc.; la Force multinationale et Observateurs; Transports Canada; la Federal Aviation Administration des États-Unis; le National Transportation Safety Board des États-Unis; l'Armée des États-Unis et le ministère de la Justice de la province de Terre-Neuve.

2.0 ANALYSE

2.1 Introduction

L'analyse de toutes les données disponibles provenant de l'enregistreur de données de vol (FDR), des observations des témoins et des données radar montre qu'après une course au décollage apparemment normale, l'avion n'est pas parvenu à monter normalement. Quelques secondes après le cabrage, la vitesse a commencé à diminuer et l'avion a décroché alors qu'il se trouvait tout au plus à 125 pieds au-dessus de la piste. L'avion est descendu rapidement et, environ 20 secondes après l'arraché, il a percuté des arbres sur un terrain en pente descendante, 2 900 pieds après l'extrémité de piste. L'assiette longitudinale de l'appareil et l'angle de sa trajectoire au moment de l'impact indiquent que l'angle d'attaque était de 21 degrés, soit bien supérieur à l'angle de décrochage normal.

L'enquête a consisté principalement à rechercher la cause de la dégradation importante des performances normales de décollage. L'enquête et l'analyse se sont orientées vers l'état du DC-8 avant l'impact, sa masse au décollage et les facteurs météorologiques. L'absence d'un enregisteur phonique en ordre de fonctionnement et le nombre restreint de paramètres mesurés par le FDR ont obligé les enquêteurs à entreprendre une analyse théorique précise des performances de l'avion. De plus, la performance de l'équipage de conduite, la préparation et le contrôle du chargement, les procédures de maintenance de la compagnie, la fatigue de l'équipage de conduite, les exigences relatives aux enregistreurs de bord et la surveillance de la FAA ont également été examinés.

2.2 Analyse des performances

Certains changements caractéristiques de l'altitude pression et des traces d'accélération verticale fournies par le FDR indiquent que l'arraché s'est produit environ 51 secondes après le lâcher des freins, à une vitesse de 167 noeuds KIAS (vitesse indiquée). Après l'arraché, la vitesse a continué d'augmenter pendant deux secondes jusqu'à 172 noeuds KIAS. L'avion a franchi l'extrémité de piste six secondes après l'arraché, à environ 170 noeuds KIAS. Par la suite, la vitesse a continué à diminuer jusqu'à ce que le décrochage se produise.

Il n'a pas été possible de déterminer le profil du vol dans le plan vertical à partir de la trace d'altitude pression de l'enregistreur de données de vol à cause des erreurs de pression statique associées au décrochage. Toutefois, les observations des témoins oculaires et celles du contrôleur radar (sur l'affichage en mode C) portent à croire que l'avion a pris au plus 125 pieds d'altitude. L'affichage en mode C de 500 pieds-mer observé par le contrôleur radar n'a jamais varié depuis le début de la course au décollage. L'affichage se lit par paliers de 100 pieds; ainsi, l'avion peut avoir monté d'au plus 100 pieds par rapport à l'altitude du début de la course au décollage (125 pieds au-dessus de l'extrémité de piste) avant que l'affichage de l'altitude ne passe à 600 pieds. Les observations des témoins oculaires concordaient avec un gain d'altitude maximal de 125 pieds, bien qu'il est fort probable que le gain réel ait été inférieur à cette valeur.

La trace de l'accélération verticale n'a pas permis d'estimer la trajectoire de vol; néanmoins, les rapides fluctuations en accélération, immédiatement après le décollage, indiquent que l'avion était en décrochage. Les oscillations extrêmes de la trace d'altitude pression confirment cette constatation en ce sens qu'elles résultent de rapides changements de pression, tels qu'ils se produisent

au régime du décrochage. Les fluctuations d'accélération verticale et d'altitude pression contrastaient grandement par rapport à celles des décollages précédents. L'écart de cap qui est apparu environ cinq secondes après l'arraché n'était pas étranger aux difficultés de maîtrise éprouvées à l'approche du décrochage et il est typique des accidents d'avions à voilure en flèche consécutifs à un décrochage.

Comme on ne pouvait se fier à la séquence de temps associée à la trace d'accélération verticale de l'enregistreur de données de vol, il n'a pas été possible de déterminer le moment précis du décrochage. Néanmoins, prises globalement, les traces d'accélération verticale, de vitesse et de cap indiquent que l'avion était en décrochage dans les 10 secondes qui ont suivi l'arraché.

Normalement, si le cabrage survient tôt et que les pilotes adoptent un angle d'inclinaison longitudinale de huit degrés sur la piste, l'arraché se produit à une vitesse de 161 noeuds KIAS. L'analyse révèle que l'avion a pris l'air à une vitesse de 167 noeuds KIAS, soit six noeuds de plus que la vitesse prévue. Cependant, comme l'angle d'inclinaison longitudinale au décollage et pendant le cours vol n'est pas connu, il n'est pas possible de conclure avec certitude que la vitesse à l'arraché était anormale.

Les performances de l'avion au décollage ont été soigneusement comparées aux données de performances théoriques fournies par la Douglas Aircraft Co. Un DC-8-63 normal, dont la masse correspondrait à celle calculée pour l'avion en cause, placé dans les mêmes conditions environnementales, devrait accélérer jusqu'à la vitesse d'arraché en quelque 47 secondes, en utilisant 6 700 pieds de piste. Après l'arraché, l'appareil devrait monter et continuer d'accélérer tout en passant à la configuration de montée.

Les performances de l'avion pendant le décollage ont été inférieures à celles prévues. Même si l'accélération correspondait à celle prévue jusqu'au moment du cabrage, l'arraché s'est produit quatre secondes plus tard, si l'on suppose que des vitesses de référence au décollage normales ont été utilisées. L'avion a consommé plus de 1 000 pieds de piste supplémentaires. Il a toutefois atteint une vitesse de vol suffisante et l'arraché a eu lieu bien avant l'extrémité de piste. Normalement, cet arraché tardif n'aurait pas dû avoir d'effets nuisibles sur le reste du décollage.

Les performances de l'avion après l'arraché ont été considérablement inférieures à ce qu'elles auraient dû être. Les preuves portent à conclure qu'après l'arraché, le taux de montée et l'accélération ont été bien inférieurs à la normale. Si la montée initiale a été correctement amorcée, elle a été conservée pendant moins de 10 secondes, période au cours de laquelle le gain d'altitude n'a pas dépassé 125 pieds. Dans le même ordre d'idées, l'avion a continué à accélérer pendant deux secondes seulement après l'arraché. Par la suite, sa vitesse a diminué jusqu'au moment où est survenu le décrochage.

Compte tenu des données fournies par la Douglas Aircraft Co. et de celles contenues dans le manuel d'utilisation du DC-8-63, la vitesse de décrochage à 1 g, à la masse calculée par le Bureau et en fonction de la configuration de l'avion en cause, est de 148 noeuds. D'après l'enregistreur de données de vol, l'avion a décroché dans les 10 secondes qui ont suivi l'arraché. Au cours de cette période, la vitesse a varié entre un maximum de 172 noeuds, atteinte deux secondes après l'arraché, et un minimum de 163 noeuds, vitesse enregistrée 10 secondes après l'arraché. Par conséquent, l'avion a décroché à une vitesse supérieure de 15 à 24 noeuds à la vitesse de décrochage prévue.

Si l'on tient compte de l'estimation de la vitesse à partir de la trace en forme de sauts de l'enregistreur de données de vol, la plage de vitesse de décrochage se situe dans une fourchette

de 10 et 29 noeuds, au-dessus de la vitesse de décrochage prévue. Toutefois, il convient de souligner que la vitesse enregistrée pendant la course au décollage concordait presque exactement avec celle prévue par la Douglas Aircraft Co., ce qui prouve que les valeurs de vitesse enregistrées étaient exactes.

D'autres analyses ont eu pour objet de déterminer les pénalités théoriques en portance et en traînée nécessaires pour parvenir aux différences constatées entre les performances prévues et les performances réelles de l'avion au cours de son dernier décollage.

L'analyse théorique a montré que les performances de l'avion après l'arraché correspondaient à une diminution importante du coefficient de portance et à une forte augmentation du coefficient de traînée. Pendant la brève montée qui a suivi l'arraché, l'avion a perdu de la vitesse. Si l'on suppose un gain d'altitude de 125 pieds, les calculs montrent que le coefficient de traînée nécessaire pour produire la décélération constatée était de 0,267, soit bien plus que la valeur normale de coefficient de traînée de 0,13 fournie par la Douglas Aircraft Co. pour les conditions et la configuration de l'appareil au décollage. Le coefficient de traînée calculé était d'environ 100 p. 100 supérieur à la valeur normale.

Pour un gain d'altitude après l'arraché inférieur à 125 pieds, le coefficient de traînée devrait être encore plus grand pour donner lieu à la décélération observée. Les valeurs de coefficient de traînée calculées pour des gains d'altitude de 100 et de 70 pieds étaient respectivement de 0,281 et de 0,29.

Même si la vitesse aérodynamique enregistrée avait été sujette à une erreur maximale de cinq noeuds, toute erreur aurait été constante et elle n'aurait eu aucune influence sur la validité de la décélération utilisée dans le calcul du coefficient de traînée.

L'augmentation de la vitesse d'arraché et de la vitesse de décrochage indique une diminution de la capacité de l'aile de générer la portance nécessaire (c'est-à-dire une diminution du coefficient de portance). La diminution calculée pour un C_z maximale nécessaire, afin de tenir compte de l'importance de l'augmentation de la vitesse de décrochage, a été d'au moins 0,38. Selon les données fournies par la Douglas Aircraft Co., cette valeur correspond à une diminution d'environ 22 p. 100 du coefficient de portance maximale.

Les conclusions tirées des simulations sur ordinateur effectuées par l'UDRI, sont très voisines de celles de la présente analyse. La solution de l'UDRI pour l'équation de mouvement du DC-8 a déterminé que le coefficient de portance avait accusé une diminution d'environ 30 p. 100 et que le coefficient de traînée avait augmenté d'au moins 100 p. 100.

2.3 État de l'avion avant l'impact

2.3.1 Introduction

La possibilité que les changements importants constatés dans les performances de l'avion aient été attribuables à une défaillance ou à une défectuosité antérieure à l'impact a été sérieusement envisagée. Toutes les pièces de l'épave qui ont été récupérées ont fait l'objet d'examens complets et détaillés. Même si une grande partie de l'épave a été consumée dans l'incendie et s'il n'a pas été possible de déterminer l'état de la plupart des systèmes de bord, le Bureau n'a pas été en mesure de faire ressortir un quelconque indice confirmant cette hypothèse. Tous les dommages subis par l'avion et par ses composants ont été attribués à l'impact et à l'incendie qui a

suivi. On a déterminé que la configuration de l'appareil au moment de l'impact était normale pour le décollage prévu.

Les déclarations des témoins fournissent toutefois de nombreux renseignements laissant croire que l'appareil présentait des problèmes techniques antérieurs à l'accident. De façon plus spécifique, il s'agissait de problèmes relatifs au circuit des commandes de vol, au circuit hydraulique, au réacteur numéro quatre et aux inverseurs de poussée. En outre, d'autres témoignages ont porté sur une lueur jaune orangé provenant du dessous de l'appareil, et un élément de preuve indiquait que le réacteur numéro quatre tournait à un régime inférieur à celui des autres réacteurs au moment de l'impact.

Le manque de données FDR sur le fonctionnement des circuits de bord et l'importance des dommages subis par l'avion, lesquels ont empêché l'examen complet de tous les composants, ont conduit les enquêteurs à analyser plusieurs défectuosités possibles pour déterminer les probabilités de chacune d'elles, ainsi que leurs conséquences éventuelles pour le vol en cause.

2.3.2 Commandes de vol

Le grippage et le broutage du manche copilote qui avaient été signalés pouvaient donner à croire que le coincement de la gouverne de profondeur aurait pu occasionner une perte de maîtrise. L'examen de l'épave n'a fourni aucune preuve concluante en ce sens, et la raison du grippage du manche n'a pas été cernée.

Il est possible que le grippage ait été dû au non-fonctionnement du compensateur de Mach. La description du grippage faisait penser à une défectuosité antérieure du compensateur de Mach. En temps normal, le compensateur de Mach n'est pas en service pour le décollage et toute irrégularité dans son fonctionnement serait alors sans effet. Néanmoins, dans l'hypothèse qu'il ait été branché par mégarde, tout en étant défectueux, il y a une faible possibilité que des réactions anormales fussent dues à son déploiement. Le cas échéant, toujours dans l'hypothèse d'une défectuosité, le voyant PTC EXTEND/FAIL aurait dû s'allumer. L'examen de l'épave a déterminé que ce voyant n'était pas allumé au moment de l'impact. En outre, le déploiement du compensateur de Mach n'expliquerait pas les changements importants des coefficients de portance et de traînée.

Des essais effectués en simulateur ont en outre démontré que la défaillance d'un compensateur de Mach au décollage était facilement maîtrisée par le pilote et que le décollage pouvait se poursuivre sans problème.

L'examen détaillé du bord d'attaque de la gouverne de profondeur a révélé la présence d'une éraflure dans le sens de la corde, qui correspondait à une autre marque sur le longeron arrière du stabilisateur. Il n'a pas été possible de déterminer si ces marques s'étaient produites à l'impact ou si elles étaient présentes avant l'accident. Dans ce dernier cas, elles pourraient signifier qu'un corps étranger se serait coincé entre la gouverne de profondeur et le stabilisateur, ce qui expliquerait le grippage du manche. Le cas échéant, il y a également une faible possibilité pour que le coincement entre la gouverne de profondeur et le stabilisateur fut tel qu'il ait bloqué la gouverne de profondeur pendant le décollage.

L'examen de l'épave a permis de déterminer que la gouverne de profondeur était braquée à fond, (bord de fuite vers le haut). Face à l'imminence de l'impact avec le sol, il est probable que l'équipage de conduite ait agi sur les commandes de sorte à obtenir ce type de braquage de la gouverne. La position de la gouverne de profondeur laisse croire que les pilotes pouvaient par-

venir à la position plein cabré sans difficulté. Par ailleurs, la position de la profondeur à l'impact laisse penser qu'en cas de coincement, celui-ci s'est traduit par un braquage complet vers le haut, à moins qu'il n'ait été que transitoire et que les pilotes aient retrouvé la liberté de mouvement de la gouverne avant l'impact. Si cette gouverne s'était coincée complètement vers le haut au moment du cabrage, l'angle d'inclinaison longitudinale de l'avion aurait dépassé la limite géométrique de 8,6 degrés et la queue de l'appareil aurait heurté la piste avant l'arraché. Aucune trace sur la queue de l'appareil ni sur la piste confirme cette hypothèse. En outre, l'analyse des performances au décollage ne confirme pas non plus ces hypothèses. Dans aucun des cas susmentionnés, les coefficients de portance et de traînée n'auraient été modifiés de façon aussi importante que la décélération qui s'est produite au cours de la brève montée et du décrochage prématuré. Des essais en simulateur ont en outre démontré que le coincement de la profondeur se serait traduit par des angles d'inclinaison longitudinale, avant l'arraché, qui auraient provoqué un heurt de la queue sur la piste.

2.3.3 Circuit hydraulique

Certains circuits des commandes de vol sont alimentés hydrauliquement. Il en est de même pour le train d'atterrissage et pour les inverseurs de poussée. Certains éléments de preuve indiquent que le circuit hydraulique de l'avion fuyait; il fallait régulièrement faire l'appoint en liquide hydraulique. Au cours des deux jours qui avaient précédé l'accident, 13 pintes de liquide avaient été ajoutées au circuit. D'après la Douglas Aircraft Co., seules des fuites peuvent expliquer une telle fréquence de remplissage. Des représentants de l'exploitant ont affirmé que la fréquence de remplissage avait été accrue par les vendeurs et qu'elle ne correspondait pas à la fréquence de remplissage réelle. Le Bureau n'a pu découvrir de preuves étayant cet argument.

L'examen de l'épave n'a révélé aucun signe de panne du circuit hydraulique; cependant, l'examen du circuit hydraulique s'était limité à deux pompes entraînées par réacteur. Compte tenu des fuites importantes de liquide hydraulique, une panne du circuit hydraulique aurait pu se produire à la suite d'un manque de liquide. Selon un document retrouvé dans l'épave, le pilote avait déjà entrepris deux vols avec un circuit hydraulique hors service.

L'examen des ampoules qui ont été retrouvées n'a pas été concluant en ce qui a trait à l'état du circuit hydraulique principal et des servitudes au moment du décollage. Toutefois, l'état du voyant basse pression de la bâche hydraulique après l'impact (voyant non allumé) indiquerait que la bâche principale ne se serait pas vidée rapidement. De plus, le fait que le voyant indicateur de commande manuelle ait été éteint au moment de l'impact prouve que la gouverne de direction était alimenté hydrauliquement, soit par le circuit principal, soit par la pompe hydraulique de secours.

Des essais en simulateur ont démontré qu'un décollage avec un circuit hydraulique en panne pouvait être exécuté sans grande difficulté. De même, une panne de circuit hydraulique pendant le décollage n'aurait pas compromis ce dernier. Les ailerons et la gouverne de direction passaient automatiquement en mode manuel (servocommande aérodynamique) en cas de panne du circuit hydraulique. Le stabilisateur est équipé d'un circuit de compensation auxiliaire à commande électrique et la gouverne de profondeur est manoeuvrée par des câbles et par un servotab. Le compte rendu du commandant de bord au sujet de décollages antérieurs avec un circuit hydraulique en panne confirme qu'un tel décollage pouvait être exécuté sans grande difficulté et ne peut expliquer la dégradation des performances qui a été observée lors du dernier décollage de l'avion en cause.

2.3.4 Réacteurs

Les indications de température tuyère (EGT) du réacteur numéro quatre montrent que celle-ci était de quelque 40 degrés plus élevée que celle des trois autres réacteurs. En conséquence, l'équipage de conduite sur la branche Cologne-Le Caire avait ramené légèrement la manette de poussée au décollage pour garder la température dans les limites. On peut raisonnablement penser que l'équipage en cause a fait de même. Les renseignements fournis par le motoriste ont indiqué que cette mesure réduisait d'environ 2,5 p. 100 la poussée totale du réacteur et qu'elle aurait eu un effet minime sur les performances au décollage.

On a déterminé que les réacteurs numéros un, deux et trois tournaient à haut régime au moment de l'impact. Quant au réacteur numéro quatre, il tournait à un régime inférieur à celui des trois autres lorsqu'il a heurté le sol. Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude la valeur de cette différence à l'impact, même si la position de la vanne de décharge suggère fortement qu'avant l'écrasement au sol le régime réacteur avait chuté sous 53 p. 100. Il n'a pas été possible de déterminer si ce régime inférieur avait été causé par l'ingestion de débris lorsque le réacteur a heurté des arbres avant l'impact avec le sol, ou s'il existait avant la descente dans les arbres. À l'exception d'une rupture possible avant impact du diaphragme de la vanne de régulation de pression du régulateur de carburant, le réacteur ne présentait aucun signe de défaillance mécanique. Des dépôts de métal dans le conduit de transition ont confirmé que le réacteur fonctionnait au moment de son impact avec les arbres et qu'il ne s'était pas éteint.

Un examen indépendant du réacteur numéro quatre a confirmé l'examen des enquêteurs du BCSA selon lequel, sauf pour une rupture possible du diaphragme de la vanne de régulation de pression du régulateur de carburant, aucun composant du réacteur numéro quatre ne présentait de signe de défaillance ou de défectuosité avant l'impact avec les arbres et que le réacteur fonctionnait au moment de l'impact avec ces derniers. De même, cet examen indépendant n'a pas permis d'établir avec certitude la puissance fournie par le réacteur au moment de l'impact initial avec les arbres. Toutefois, le consultant indépendant a conclu que les dommages relevés sur le réacteur et résultant de l'ingestion de débris d'arbres ainsi que la décélération qui s'en est suivie correspondaient à un régime élevé.

Il est possible que la rupture du diaphragme de la vanne de régulation de pression du régulateur de carburant qui aurait été monté sur le réacteur numéro quatre se soit produite avant l'impact, bien que, globalement, le bon état du diaphragme et l'expérience acquise au cours d'accidents antérieurs laissent croire que la rupture s'est produite à l'impact, à la suite d'une crête de pression. Des essais menés sur le diaphragme rompu indiquent que si la rupture s'était produite avant l'impact elle n'aurait eu aucun effet néfaste. Cependant, les essais d'écoulement du régulateur de carburant, conduits au banc, se sont limités à vérifier la régularité de l'écoulement. Par conséquent, les effets possibles d'un décrochage ou d'un pompage du compresseur sur un diaphragme rompu dans d'autres conditions, comme le brusque déplacement de la manette de poussée au-delà de la position de poussée au décollage, ne sont pas connus.

L'affichage à l'impact des indicateurs de température tuyère des réacteurs numéros un, trois et quatre correspondait à un régime élevé. L'affichage de l'indicateur de température tuyère du réacteur numéro deux correspondait à un régime considérablement inférieur. Ces indicateurs sont du type à servomoteur sans ressort de rappel. Ils ont tendance à demeurer à la dernière position affichée en cas de panne électrique; toutefois, lorsqu'il a été rejoint, le fabricant des indicateurs a déclaré que, étant donné qu'il n'y avait pas de ressort de rappel, l'aiguille pouvait bouger si l'on tournait l'indicateur. Ainsi, il est très possible qu'aucun des indicateurs de température tuyère n'ait affiché précisément la puissance réacteur au moment de l'impact.

Quoi qu'il en soit, comme trois des quatre affichages à l'impact des indicateurs de température tuyère correspondaient à la poussée de décollage, ou à peu près, on a procédé à leur interprétation. Pour interpréter tout affichage, il est nécessaire de savoir à quel moment le courant a été coupé de l'instrument. L'affichage à l'impact du réacteur numéro quatre, s'il est fiable, donne à croire qu'au moment où le courant a été coupé de l'indicateur le réacteur tournait à haut régime. Si l'on suppose que l'indicateur a continué à être alimenté électriquement jusqu'au début de la dislocation de l'avion, l'affichage permet de penser que ce réacteur tournait à haut régime, au moins jusqu'à l'impact initial avec les arbres.

Même si l'affichage à l'impact de l'indicateur du réacteur numéro deux était bien inférieur à la température tuyère pour le décollage, il est possible que cet affichage, s'il est fiable, indique que le courant a été coupé de l'instrument plus tard pendant l'impact, après que le régime réacteur et la température tuyère eurent diminué du fait de l'impact et de la dislocation. Cette évaluation est confirmée par l'examen du réacteur, lequel indique que le réacteur tournait à haut régime au moment de l'impact avec le sol.

Même en l'absence de toute preuve concluante indiquant que le réacteur numéro quatre ne tournait pas à haut régime lorsque l'avion a percuté les arbres, l'examen du réacteur n'a pas permis d'écarter complètement la possibilité que le régime inférieur au moment de l'impact avec le sol fut attribuable à une interruption de puissance du réacteur numéro quatre au moment du cabrage ou après celui-ci. De plus, les déclarations des témoins au sujet de la lueur jaune orangé pouvaient être considérées comme correspondant à des flammes provenant d'un réacteur en train de subir des décrochages ou des pompages de compresseur. Le changement de cap qui s'est produit peu après l'arraché a également été jugé comme pouvant correspondre à une interruption de puissance au réacteur numéro quatre.

Les performances du réacteur n'avaient pas été enregistrées par le FDR. Par conséquent, s'il y avait eu interruption de puissance au réacteur numéro quatre, elle n'aurait pu se distinguer d'une augmentation de la traînée. Toutefois, la diminution de poussée associée à la panne d'un réacteur correspond à une augmentation d'environ 0,05 du coefficient de traînée. L'analyse théorique des performances a révélé que les effets combinés de la perte de poussée et de l'augmentation de traînée, nécessaires pour en arriver aux performances de l'avion, correspondaient à une augmentation d'au moins 0,13 du coefficient de traînée, soit une valeur nettement supérieure à celle découlant de la panne d'un réacteur. En outre, la panne d'un réacteur ne peut expliquer la diminution considérable du coefficient de portance déterminée dans l'analyse des performances.

Des accidents antérieurs de DC-8 ont montré que, pour des angles d'attaque élevés, il est possible qu'un réacteur subisse des fluctuations de puissance accompagnées de flammes à la suite du pompage causé par des perturbations de l'écoulement aérodynamique à l'entrée d'air. Ainsi, il est également possible que le régime inférieur du réacteur numéro quatre au moment de l'impact avec le sol et la lueur jaune orangé observée par les témoins aient été causés par le décrochage et le pompage compresseur qui s'en est suivi, peu après le décollage.

En conclusion, même si l'on ne peut écarter la possibilité que le réacteur numéro quatre ait fonctionné à un régime inférieur à la pleine puissance, cette situation n'aurait pas, en soi, causé l'accident. Des simulations de performances, menées pour le compte du Bureau par l'UDRI et le ministère de la Défense nationale, ont révélé que les performances de l'avion pouvaient s'expliquer par la perte de poussée d'un réacteur, alliée à une dégradation des performances résultant d'ailes recouvertes de glace.

2.3.5 Circuit d'eau potable

Des preuves indiquaient que le circuit d'eau potable fuyait. Même si le circuit avait fait l'objet d'opérations d'entretien à Oakland avant le début de cette série de vols aller-retour, il fuyait encore à l'arrivée à McChord, et le commandant de bord avait signalé la fuite d'eau au bureau de répartition de Arrow, à Miami, lors d'un appel téléphonique à partir de Gander le matin de l'accident. Le Bureau a étudié les effets possibles de cette fuite d'eau sur la maîtrise de l'avion, que ce soit à la suite d'un changement de centrage ou d'une perturbation de systèmes critiques de bord.

L'eau qui fuit du circuit d'eau potable de l'avion s'écoule par gravité dans l'espace situé entre l'enveloppe de la soute et le revêtement de l'appareil. La partie inférieure du fuselage est munie de drains; cependant, lorsque l'avion est pressurisé, ces drains se ferment et l'eau peut s'accumuler dans le ventre de l'avion. Au cours d'un long vol, cette eau peut geler à cause des faibles températures ambiantes à haute altitude. Pendant les escales, la glace fond et s'écoule lentement à l'extérieur, si la température ambiante est supérieure au point de congélation.

À l'occasion d'entretiens avec d'autres exploitants de DC-8, on a pu conclure qu'à l'occasion, une fuite d'eau directement dans les soutes constitue un problème. Ce problème ne compromet pas la maîtrise de l'avion, mais se traduit plutôt par des bagages trempés et des dégâts d'eau à l'isolant des soutes. On ne trouve aucun circuit de commande dans la partie inférieure des soutes qui pourrait être touché par une fuite d'eau, et celle-ci ne pourrait s'accumuler en quantité suffisante pour modifier de façon appréciable la masse ou le centrage de l'appareil.

2.3.6 Configuration de l'avion

D'après l'examen de l'épave, rien n'indique que la configuration de l'avion ait été anormale au moment de l'impact.

Pour évaluer la position des volets au moment de l'impact, le Bureau a examiné les éléments de preuve recueillis à l'examen des vérins de volets, des vérins de blocage de volets, de l'indicateur de position des volets et des rails de volets.

Les marques d'impact relevées à l'intérieur des vérins de volets concordaient avec un braquage des volets de moins de 25 degrés. Les marques laissées par les rouleaux sur trois des huit rails retrouvés correspondaient à un réglage de 18 degrés de volets. Même s'il y avait désaccord entre les empreintes laissées sur les autres rails de volets retrouvés, à deux exceptions près, ces marques s'inscrivaient dans une plage de réglage comprise entre 12 et 25 degrés. À cause des empreintes de rouleaux multiples sur certains rails de volets, on a supposé que les marques les plus nettes étaient celles qui avaient été causées à l'impact. Si les volets étaient partiellement sortis, le contact avec les arbres aurait eu tendance à tirer rails et rouleaux vers l'arrière. Néanmoins, le contact avec les arbres n'aurait probablement pas produit un choc suffisamment important pour marquer les rails. En conséquence, les marques sur les rails pouvaient correspondre à un angle de braquage des volets supérieur à celui adopté avant l'impact avec les arbres. Il est ainsi possible que des impacts secondaires, plus importants, se soient produits au cours de la dislocation, ce qui expliquerait la plage de positions des volets déterminée à la suite de l'interprétation des marques les plus nettes. En ce qui a trait aux deux dernières empreintes de rouleaux, l'une n'était clairement pas fiable à cause de la différence considérable entre la marque gauche et la marque droite relevées sur le même rail (50 et 23 degrés). L'autre empreinte, qui correspondait à un angle de 32 degrés de volets, a aussi été jugée peu fiable du fait de la différence considérable

entre l'interprétation du réglage des volets et le calage déterminé sur des rails voisins du même volet.

L'examen des vérins de blocage et de l'indicateur de position des volets n'a fourni aucun renseignement utile.

On avait déjà constaté des cas d'asymétrie de volets sur le DC-8-63. Celle-ci avait été causée par la rupture d'une biellette de volet attribuable à des précriques de fatigue. Les biellettes de volets ont été récupérées de l'épave et examinées. Elles ne présentaient aucun signe de précrique de fatigue ni de défaillance antérieure à l'impact.

En conclusion, même si des essais en simulateur ont démontré qu'une grave asymétrie des volets aurait pu donner un profil de vol semblable à celui du vol en cause, le Bureau n'a trouvé aucun élément lui permettant de conclure qu'une telle asymétrie s'était produite. Au vu des résultats de son examen des composants des volets, le Bureau a conclu que ceux-ci étaient sortis à la valeur prévue de 18 degrés.

Le réglage du compensateur du stabilisateur déterminé d'après l'épave s'approchait de celui convenant à la masse et au centrage calculés pour le décollage par l'équipage de conduite et à la vitesse V_2 correspondante. Ce réglage correspondait à celui affiché dans le poste de pilotage, à un écart près de 1 UEC. L'angle de braquage du stabilisateur a été calculé en partant des indications selon lesquelles l'équipage de conduite aurait sous-estimé la masse au décollage et aurait à tort employé une V_2 correspondant à 310 000 livres. La valeur obtenue, 5,8 UEC, avoisine également celle établie sur l'épave. Celle-ci se situait aussi dans la marge d'erreur de 1 UEC de l'indicateur dans le poste. En conséquence, le Bureau conclut qu'un mauvais réglage du stabilisateur n'a pas contribué à l'accident.

L'examen des vérins hydrauliques de portes de fente d'aile qui ont été retrouvés laisse croire que les portes étaient dans la position voulue (ouvertes) au moment de l'impact. Cette conclusion a été confirmée par le fait qu'on a déterminé que le voyant des portes de fente n'était pas allumé au moment de l'impact. Ce voyant s'allume lorsque les volets ne sont pas rentrés et qu'une ou toutes les portes de fente ne sont pas complètement ouvertes.

Les résultats de l'analyse des performances et des essais en simulateur révèlent en outre que, même si les fentes avaient été fermées, cela ne pouvait expliquer l'accident. La fermeture des fentes entraîne une diminution de 0,2 du coefficient de portance maximale. Les calculs de l'analyse des performances ont montré qu'il faut une diminution de 0,38 du coefficient de portance maximale pour que la vitesse de décrochage augmente à la valeur indiquée à la suite de l'analyse de l'enregistrement de l'enregistreur de données de vol. Des essais en simulateur ont montré qu'un décollage fentes fermées pouvait être réussi sans grande difficulté.

Rien n'indiquait que les déporteurs sol avaient été déployés par mégarde. L'examen du vérin hydraulique des déporteurs sol a révélé que celui-ci était déployé au moment de l'impact, ce qui signifie que les déporteurs étaient escamotés. Les pénalités en matière de portance et de traînée associées à leur déploiement dépassaient les valeurs déterminées dans l'analyse des performances. Bien que le Bureau n'ait pas été en mesure de réussir à simuler le déploiement en vol des déporteurs sol, il est convaincu que si cette situation s'était produite immédiatement après le décollage, elle aurait eu des conséquences catastrophiques semblables à celles qui se sont produites le matin du 12 décembre 1985. Cependant, aucune preuve matérielle ne permettait de penser que cette situation s'était produite. De plus, comme le fonctionnement des déporteurs dépend d'un mécanisme de référence air-sol et de l'extension de la jambe oléopneumatique du train avant, il

est impossible de déplacer accidentellement le levier des déporteurs sur la position EXTEND lorsque l'avion est en vol.

Le train d'atterrissage était sorti au moment de l'impact. Normalement, la rentrée du train se fait dans les trois secondes qui suivent l'arraché, dès que le taux de montée est franchement établi. L'importance de la dégradation des performances de montée après l'arraché et les caractéristiques de vol anormales correspondant à l'apparition du décrochage ont probalement exclu toute idée de rentrer le train. Des essais en simulateur ont confirmé que, en cas de dégradation des performances en montée, les équipages rentraient rarement le train.

2.3.7 Inverseurs de poussée

L'examen initial sur les lieux de l'accident de l'inverseur de poussée numéro quatre a soulevé la possibilité que l'inverseur se soit déployé en vol. Lorsqu'on l'a retrouvé, le manchon coulissant était retourné, comme si l'inverseur avait été ouvert au moment de l'impact. Cette possibilité était étayée par le fait que l'avion avait légèrement obliqué vers la droite peu après le décollage. Pour cette raison, les enquêteurs ont examiné soigneusement les quatre inverseurs de poussée. Dans le cas des réacteurs numéros un, trois et quatre, on a déterminé que les manchons coulissants étaient en position avant et que les déflecteurs étaient escamotés. Pour ce qui est du réacteur numéro deux, le manchon coulissant était peut-être derrière la butée avant, mais il se trouvait à quelque 16 pouces au moins devant la butée arrière, et ses déflecteurs étaient escamotés. À la lumière de ces constatations, le Bureau juge que les quatre inverseurs étaient en position de poussée normale au moment de l'impact.

Les inverseurs de poussée ne présentaient aucune anomalie antérieure à l'impact.

On a envisagé la possibilité qu'un inverseur se soit déployé en vol et que l'équipage l'ait rentré juste avant l'impact. Le déploiement d'un inverseur en vol s'accompagne de pénalités importantes. Des essais en simulateur ont montré que l'inversion complète de la poussée sur le réacteur numéro quatre au moment de l'arraché pouvait donner lieu à un profil de vol semblable à celui du vol en cause.

L'avion est équipé d'un bouton d'escamotage d'urgence qui, une fois actionné, fait revenir instantanément les déflecteurs d'inverseur dans le profil du réacteur pour éliminer l'inversion de poussée. Sur l'avion en cause, le bouton d'escamotage d'urgence est situé sur le tableau supérieur, au-dessus du siège (gauche) du commandant de bord. Par contre, cet interrupteur ne peut provoquer le déplacement du manchon coulissant vers l'avant en position fermée. Ainsi, si un inverseur s'est déployé en vol et que le bouton d'escamotage d'urgence a été enfoncé, seuls les déflecteurs s'escamoteraient et le manchon coulissant demeurerait en position ouverte (arrière).

Par conséquent, si l'on tient compte de la position des quatre manchons coulissants d'inverseur, il n'est pas possible que le déploiement non sollicité d'un inverseur de poussée se soit produit.

2.3.8 Explosion ou incendie

Une hypothèse a fortement retenu l'attention: l'accident se serait produit à la suite de la détonation, fortuite ou délibérée, d'un engin explosif. Cette conjecture était alimentée par le fait que du personnel et de l'équipement militaires se trouvaient à bord, de même que par la poussée du terrorisme dans le monde. De plus, le fait qu'un groupe de terroristes aurait revendiqué la responsabilité de l'accident, le point d'origine du vol et les rapports de trois témoins au sujet

d'une lueur jaune orangé provenant de la partie inférieure de l'avion ont aussi contribué à renforcer cette hypothèse. La lueur remarquée pourrait aussi faire croire à un incendie avant l'impact.

L'examen détaillé de l'épave, conduit avec l'assistance d'experts judiciaires de la GRC, ainsi que des examens au Laboratoire judiciaire central de la GRC, n'ont révélé aucune trace d'explosion ou d'incendie antérieure à l'impact. Tous les dommages subis par l'avion et ses composants ont été attribués à l'impact ou à l'incendie qui a suivi.

Le Bureau estime que des preuves suffisantes permettent de conclure que deux panneaux latéraux manquaient dans le logement cargo numéro trois, ce qui pouvait compromettre l'intégrité de ce compartiment par rapport à sa classification D. Une soute à bagages ou à marchandises de catégorie D répond aux critères suivants: en cas de feu, celui-ci demeure confiné dans la soute et ne risque pas de mettre en péril la sécurité de l'avion ou de ses occupants; des dispositifs d'évacuation permettent de chasser toute quantité excessive et dangereuse de fumée, de flammes et de gaz nocifs des compartiments passagers et équipage; la ventilation et l'aération sont contrôlées dans chaque soute, de sorte qu'un incendie éventuel ne risque pas de progresser au-delà de certaines limites de sécurité. Par conséquent, même si le Bureau n'a découvert aucun indice laissant penser qu'un feu ait pu éclater dans le logement cargo numéro trois, l'absence de deux panneaux latéraux aurait pu favoriser la ventilation de la soute, laquelle aurait pu, le cas échéant, favoriser la propagation des flammes.

L'examen des bouteilles d'extincteurs réacteurs a révélé qu'une bouteille peut avoir été déchargée dans le réacteur numéro trois par l'équipage de conduite; le déclencheur pyrotechnique avait fonctionné alors qu'il y avait de l'agent extincteur dans la bouteille. Cette constatation et le fait que des témoins aient observé une lueur jaune orangé, ont soulevé la possibilité d'un incendie avant l'écrasement dans le réacteur numéro trois. Toutefois, d'autres éléments de preuve indiquent que cette situation ne s'est pas produite. La décharge intentionnelle d'une bouteille d'extincteur dans un réacteur au moyen des interrupteurs de décharge exige d'abord le déplacement de la poignée coupe-feu du réacteur en question. Une des fonctions de cette poignée consiste à fermer le robinet coupe-feu, ce qui coupe le réacteur. On a déterminé que le réacteur numéro trois fonctionnait, et tournait à haut régime au moment de l'impact. Ce constat confirme donc que le réacteur n'avait pas été coupé avant l'écrasement. Les preuves recueillies indiquent également que le voyant principal alarme incendie n'était pas allumé au moment de l'impact. La décharge d'une bouteille d'extincteur contreviendrait aussi à l'entraînement et aux procédures d'urgence publiées par Arrow Air, lesquelles spécifient qu'en cas de situation critique au décollage, il faut d'abord atteindre une altitude de sécurité (1 000 pieds-sol) avant de s'attaquer au problème.

Des entretiens avec le fabricant des bouteilles d'extincteurs ont révélé que le déclencheur pyrotechnique de la bouteille peut fonctionner s'il est exposé aux températures élevées associées à un incendie suivant un écrasement ou si son circuit de commande est mis sous tension au cours de la dislocation d'un avion. Compte tenu de tous les éléments de preuve disponibles, le Bureau conclut que la décharge de la bouteille d'extincteur a été causée par l'impact ou par l'incendie qui s'en est suivi, mais qu'elle n'a pas été commandée volontairement par l'équipage de conduite.

Une recherche intensive menée entre l'extrémité de la piste de départ et le point d'impact initial n'a permis de découvrir aucun débris ni morceau d'avion, ce qui prouve que celui-ci était intact jusqu'au moment de l'impact initial.

On n'a rien trouvé dans l'épave qui permette de conclure que des munitions ou des engins explosifs se trouvaient à bord. Une inspection minutieuse des bagages chargés à bord de l'avion avait été effectuée avant le départ du Caire. On n'avait alors découvert aucun dispositif explosif ni article dangereux. Le Bureau n'a remarqué aucune différence importante entre l'armement récupéré et l'armement qui devait se trouver à bord.

Plusieurs petites explosions se sont produites dans l'épave en flammes après l'écrasement. Même si certaines d'entre elles étaient assez puissantes pour soulever des monceaux de débris de plusieurs pieds dans les airs, aucune n'a été jugé de la puissance correspondant à la détonation d'engins explosifs. Le Bureau attribue ces explosions à l'éclatement normal de contenants sous pression (accumulateurs, bouteilles d'extincteurs, générateurs d'aérosols, etc.) soumis à la chaleur du brasier. Il est aussi probable que certaines des explosions signalées aient été causées par la mise à feu d'un maximum de 10 cartouches de calibre 45, transportées à bord par le Commandant du bataillon et par l'inspecteur de la division des enquêtes criminelles.

Par ailleurs, la thèse d'un incendie ou d'une explosion avant l'écrasement n'a pas été confirmée par les résultats des autopsies et les concentrations de carboxyhémoglobine dans le sang des occupants de l'avion.

On n'a découvert aucun signe de blessures causées par des éclats d'engin explosif ni de parties identifiables ayant pu provenir d'un tel engin; en outre, les blessures subies n'étaient pas caractéristiques d'une explosion avant l'impact.

Tous les pathologistes qui ont participé à l'évaluation des résultats pathologiques et toxicologiques ont été d'avis que les examens pathologiques et les analyses toxicologiques n'avaient permis de déceler aucun signe d'inhalation de produits de combustion avant l'impact et que, une fois que ces constatations mises en concordance avec ce qui avait été découvert sur les lieux de l'accident, avec les types de blessures, les causes de décès et le moment ou ceux-ci sont survenus, on pouvait exclure hors de tout doute raisonnable que des produits de combustion eussent pu être inhalés avant l'écrasement.

Même si l'on avait décelé certaines concentrations de HCN dans les corps de la plupart des occupants de l'avion, tous les pathologistes ayant participé à l'évaluation des résultats pathologiques et toxicologiques ont estimé qu'on ne pouvait se fier à ces concentrations pour conclure qu'il y avait eu un incendie avant l'écrasement et qu'elles indiquaient, tout au plus une exposition au feu. Une forte proportion des victimes présentant des concentrations élevées de HCN avaient subies des perforations à la poitrine et des hémothorax. Des 20 cas où les concentrations en HCN étaient les plus élevées, 17 présentaient des perforations de la poitrine et 16 des hémothorax ou de multiples fractures des côtes, lesquelles ont été jugées comme étant des hémothorax. La corrélation entre les concentrations élevées de HCN et les hémothorax était donc très évidente. Presque tous les échantillons de sang avaient été prélevés des cavités des corps; voilà pourquoi tous les pathologistes étaient d'avis qu'une bonne partie des concentrations de HCN dans le sang provenait plutôt d'une exposition au feu après le décès. Il n'a pas été possible d'identifier les effets de la néoformation sur les concentrations en HCN, à supposer qu'il y en ait eu.

On a jugé que les concentrations de CO constituaient une indication fiable de l'inhalation de produits de combustion. À cet égard, on a estimé que tous les cas de concentrations élevées de CO résultaient de l'inhalation de produits de combustion après l'impact.

En résumé, on a conclu que le décès de tous les occupants de l'avion avait été directement causé par l'impact ou l'incendie qui s'en était suivi, ou par les deux. Certaines des victimes ont subi des blessures qui leur ont permis de survivre quelque temps et leur décès est atribuable à l'inhalation de produits de combustion, que ce soit indépendamment des blessures graves subies au moment de l'impact ou en combinaison avec celles-ci. Les examens pathologiques et les analyses toxicologiques n'ont permis de déceler aucun signe d'incendie ou d'explosion avant l'impact.

Enfin, le comportement de l'avion avant l'écrasement ne correspondait pas à ce qui se serait passé dans le cas d'un événement soudain et catastrophique comme une explosion.

La lueur jaune orangé signalée par certains témoins a suscité un grand intérêt. Malheureusement, en l'absence de preuves tangibles, le Bureau n'a pas été en mesure de déterminer la source de la lueur décrite par ces personnes. Quant à la valeur des témoignages, le Bureau a tenu compte du fait que les intéressés n'ont vu l'avion que pendant une brève période et que, comme tous conduisaient un véhicule au moment de l'observation, ils n'ont pu concentrer pleinement leur attention sur l'appareil. Cela étant, aucun n'a pu décrire précisément le phénomène signalé, ni en situer précisément l'emplacement sur l'appareil. Un des témoins pensait que cette lueur pouvait être attribuée à un incendie, mais il n'en n'était pas certain. En outre, l'expérience prouve qu'en cas d'accident où il y a incendie après l'impact, les témoins ont souvent tendance à faire le lien entre cet incendie et leur observation avant l'écrasement.

De plus, le Bureau n'a pas manqué de remarquer que les autres témoins ayant observé l'avion pendant son bref vol, n'ont pas déclaré avoir vu de lueur ni avoir remarqué quoi que ce soit ayant pu être associé à un incendie. Deux de ces témoins ont pu suivre l'avion du regard, du décollage jusqu'au moment où il a disparu derrière la ligne d'arbres, après l'extrémité de la piste.

Il est possible que cette lueur, qu'ont observée certains témoins, était due aux sources lumineuses normales de l'appareil, comme à ses feux d'atterrissage. L'un des témoins a attribué le phénomène au reflet des feux d'approche de la piste 04 (située dans le prolongement de l'axe de la piste 22) sur la partie inférieure de l'avion. Par contre, il n'a pas été possible de déterminer si la rampe d'approche de la piste 04 était effectivement allumée au moment de l'accident. Il est aussi possible que le phénomène observé par ces témoins ait été causé par le pompage compresseur d'un ou de plusieurs réacteurs, lequel se serait traduit par des perturbations de l'écoulement aérodynamique au niveau des entrées d'air. Des pompages compresseur accompagnés de flammes provenant d'un réacteur ont déjà été observés lors d'autres accidents de DC-8 dont les angles d'attaque avaient atteint ou dépassé la limite de décrochage.

2.4 Masse de l'avion

De nombreuses raisons laissent à penser que la masse au décollage à Gander (330 625 livres) calculée par l'équipage était inférieure à la masse réelle. Il a été difficile de déterminer cette dernière à cause de contradictions dans les documents relatifs à la charge et, dans certains cas, de l'absence de documents de charge adéquats. Néanmoins, le Bureau estime que la masse au décollage dépassait d'environ 14 000 livres celle calculée par l'équipage. L'utilisation d'un poids moyen passager largement inférieur au poids réel d'un soldat de l'Armée américaine avec armes et barda, y compris les bagages à main décrits par les témoins, explique en grande partie cette sous-estimation. En outre, l'utilisation d'une masse opérationnelle de base et d'une masse de fret toutes deux inférieures de 1 000 livres chacune aux valeurs réelles a également contribué à cette sous-évaluation. Toutefois, malgré cet écart, il est évident que la masse maximale autorisée au

décollage n'a pas été dépassée au cours de ce vol et que la piste était suffisamment longue pour permettre le décollage.

Cette sous-estimation de la masse de l'avion aurait par contre entraîné un choix de vitesses de référence au décollage inférieures à celles convenant à la masse réelle. Les vitesses de référence au décollage pour la masse calculée par l'équipage étaient de trois à cinq nœuds inférieures à celles estimées par le Bureau pour la masse réelle, de 344 500 livres. D'après les renseignements fournis par la Douglas Aircraft Co., l'emploi de vitesses inférieures n'aurait eu que peu d'effets sur les performances de l'avion au décollage. Le cabrage effectué tôt se serait traduit par une légère augmentation de la course au sol et du temps de décollage, ainsi que par une légère diminution du taux de montée initiale. La marge de décrochage aurait été réduite de trois nœuds si l'équipage avait retenu une V_2 correspondant à 330 625 livres comme vitesse de référence.

Le cabrage se traduit par une légère diminution du taux d'accélération à cause d'une augmentation normale de la traînée induite associée à la portance. Lorsque le cabrage est entamé trop tôt, la diminution du taux d'accélération survient plus tôt au cours du décollage et se traduit par une accélération légèrement plus faible jusqu'à la vitesse de l'arraché, d'où une course au décollage légèrement plus longue en temps et en distance. Hormis ce léger allongement de la course au décollage, il n'y a pas d'autres effets nuisibles.

D'autres indices laissent à penser que l'équipage peut avoir, par inadvertance, utilisé des vitesses de référence au décollage correspondant à une masse inférieure d'environ 35 000 livres à la masse réelle. L'examen de l'épave a donné à croire que les curseurs repères sur l'anémomètre du copilote pouvaient avoir été réglés à des vitesses de référence correspondant à une masse au décollage de 310 000 livres. Il est possible que les curseurs se soient déplacés au cours de la dislocation de l'avion et que les positions dans lesquelles ils ont été trouvés ne correspondaient pas à celles affichées par l'équipage de conduite avant le décollage. De plus, des erreurs de parallaxe pourraient expliquer les petites différences entre la position des curseurs repères trouvés sur la face de l'instrument et les positions observées et réglées par le premier officier. Des essais ont révélé que l'erreur de parallaxe pouvait atteindre jusqu'à trois degrés pour le curseur retrouvé à 144 nœuds et deux nœuds pour celui retrouvé à 185 nœuds. Il n'y avait aucune erreur de parallaxe pour le curseur retrouvé à 158 nœuds. Néanmoins, même si l'on tient compte des erreurs de parallaxe, les trois curseurs ont été retrouvés à des vitesses inférieures à celles convenant à la masse au décollage calculée par l'équipage de conduite, et deux d'entre eux ont été retrouvés à des vitesses qui correspondent à une masse au décollage de 310 000 livres. Les positions des trois curseurs à des valeurs inférieures aux vitesses correspondant à la masse au décollage calculée par l'équipage de conduite peuvent être plus qu'une simple coïncidence.

Même si l'utilisation des vitesses applicables à une masse au décollage de 310 000 livres se traduirait par une plus longue course au décollage, plus de temps avant l'arraché et un taux de montée légèrement réduit, on pourrait réussir le décollage. Dans les essais d'homologation, l'avionneur était tenu de démontrer la capacité de l'avion de décoller lorsque le cabrage survient 10 nœuds sous la vitesse de cabrage normale. La réussite du décollage dans ces conditions a été également démontrée dans des simulations par ordinateur effectuées par l'UDRI et par des essais en simulateur effectués par le Bureau.

La position du curseur interne de l'anémomètre du copilote après l'accident était inférieure de huit nœuds à la V_2 correspondante, prévue en fonction de la masse réelle au décollage. Si l'on prend comme référence la V_2 inférieure, la marge de décrochage de 18 nœuds disponible en conditions normales, serait alors réduite de huit nœuds. Si, pour quelque raison que ce soit, la

vitesse de décrochage devait augmenter, la marge de décrochage pourrait être ramenée à zéro si l'on sélectionnait des vitesses de référence inférieures à la normale.

La position du curseur interne de l'anémomètre du commandant de bord après l'accident ne correspondait à aucune des V_2 publiées pour le DC-8-63. Un collègue du commanant de bord a indiqué qu'il était courant pour les pilotes de régler ce curseur à une position égale à V_2 plus 10 noeuds. Si ce curseur avait, en fait, été réglé à cette position, la V_2 correspondante à la masse au décollage calculée par l'équipage de conduite. Des représentants de Arrow Air n'ont pu confirmer que le réglage du curseur à V_2 plus 10 noeuds était une pratique courante chez leurs pilotes. Quoi qu'il en soit, il demeure possible que le curseur interne de l'anémomètre du commandant de bord ait été réglé à V_2 plus 10 noeuds. Si tel fut le cas, le commandant de bord aurait alors réglé le curseur en fonction des vitesses convenant à la masse calculée par l'équipage de conduite.

2.5 Facteurs météorologiques

Les conditions météorologiques qui régnaient au moment de l'accident et la ressemblance de celui-ci à d'autres accidents mettant en cause des avions dont les ailes étaient givrées ont incité le Bureau à examiner en détail la possibilité que l'accident du DC-8 soit imputable à une accumulation de glace. L'analyse du Bureau a déterminé que les performances de l'appareil étaient conformes aux effets connus du givrage des ailes. L'analyse théorique des performances conduite par le Bureau a permis d'établir qu'une réduction de portance et une augmentation de traînée, toutes deux importantes, étaient nécessaires pour que l'avion se comporte comme il l'avait fait au cours de son dernier décollage. En outre, le Bureau a déterminé que l'appareil avait décroché à une vitesse nettement supérieure à la vitesse de décrochage calculée pour sa masse et sa configuration.

Il suffit d'une quantité de glace apparemment insignifiante pour dégrader considérablement les performances d'un avion et ses caractéristiques de vol, comme l'ont précédemment démontré d'autres accidents et d'autres recherches. Cette dégradation des performances est due à une réduction de la portance et à une augmentation de la traînée. Il faut signaler l'importance de l'augmentation de la vitesse de décrochage et de la diminution de l'angle de décrochage causées par une modification de la forme du bord d'attaque et par des irrégularités de surface des ailes. Selon le Bureau, le fait que l'avion n'ait pas accéléré après le décollage, qu'il n'ait pas réussi à tenir la montée et que le décrochage se soit produit à une vitesse plus élevée que la normale sont des effets connus du givrage des ailes.

Les calculs effectués par le Bureau au cours de son analyse ont déterminé que l'augmentation de traînée et la diminution de portance étaient conformes à ce qui se produit lorsqu'une aile présente des irrégularités de surface d'environ 0,03 pouce, ou que le givrage du bord d'attaque se traduit par des effets équivalents.

Le fait que l'avion ait entamé la montée et ait continué à accélérer pendant une période très brève après le cabrage peut être attribué à l'efficacité aérodynamique accrue (plus de portance et moins de traînée) causée par l'effet de sol. Les avantages de cet effet de sol auraient toutefois rapidement diminué à mesure que l'avion s'éloignait du sol et ils seraient disparus dès que l'avion aurait franchi l'extrémité de la piste, à cause du terrain raboteux en pente. L'analyse du profil de vol a indiqué que le tremblement précédant le décrochage et le décrochage lui-même s'étaient produits peu après que le DC-8 eut franchi l'extrémité de la piste.

Les conclusions des simulations par ordinateur effectuée par l'UDRI ainsi que des essais en simulateur menés par le Bureau concordent avec les résultats de l'analyse théorique. Les simulations et les essais ont démontré que les valeurs de portance et de traînée correspondant à une certaine accumulation de glace sur les ailes permettaient de reproduire les performances de l'appareil lors de son dernier décollage.

Les simulations de performances effectuées par le MDN pour le compte du Bureau ont également confirmé que les performances de l'avion coïncidaient à ce que donnait des ailes recouvertes de glace. Même si les simulations étaient limitées, du fait que les données d'inclinaison longitudinale et les sollicitations des pilotes aux commandes n'étaient pas connues, il y avait une grande similitude entre les performances observées et les simulations de décollage avec des ailes présentant des irrégularités de surface de 0,04 pouce ou un givrage de bord d'attaque ayant des effets équivalents, ou encore avec des ailes présentant des irrégularités de surface de 0,02 pouce ou un givrage de bord d'attaque ayant des effets équivalents, le tout allié à une perte de poussée d'un réacteur. En outre, les simulations ont démontré qu'en présence d'une accumulation de glace, les performances au décollage étaient très sensibles aux petites variations de vitesse et d'inclinaison longitudinale. Un degré d'inclinaison longitudinale et deux à trois noeuds faisaient la différence entre un décollage réussi ou non.

Les essais en simulateur ont fait ressortir qu'il était possible de réussir un décollage lorsque les valeurs C_z et C_x correspondaient à celles d'ailes recouvertes de glace. Toutefois, pour réussir le décollage, il fallait adopter des angles d'inclinaison longitudinale considérablement inférieurs à la normale au cours du cabrage et de la montée initiale afin de conserver l'angle d'attaque à une valeur inférieure à celle de l'angle normal de décrochage. Une telle mesure nécessiterait une connaissance approfondie de la dégradation des performances. À cet égard, les essais en simulateur ont confirmé la sensibilité des performances de l'avion aux variations d'inclinaison longitudinale, comme l'avaient démontré les simulations de performances par ordinateur.

La quantité, le type et l'emplacement exacts de la glace adhérant aux surfaces de l'appareil pendant le décollage n'ont pu être déterminés. Néanmoins, compte tenu des conditions météorologiques du moment, le Bureau est d'avis qu'une certaine quantité de givre se serait accumulée sur le bord d'attaque des ailes. Dans les conditions qui régnaient lors de l'approche sur Gander, on a calculé que l'accumulation de glace maximale la plus probable sur le bord d'attaque des ailes pouvait varier de 8,7 millimètres (0.34 pouce), à 85 p. 100 de l'envergure, à 5 millimètres (0,20 pouce), à 26 p. 100 de l'envergure, en passant par 6,5 millimètres (0,26 pouce) à 53 p. 100 de l'envergure. Cette accumulation se présenterait sous la forme d'une crête étroite sur toute l'envergure, ou sous la forme d'une modification du bord d'attaque, la plus grande partie de l'accumulation se retrouvant sur la partie extérieure des ailes. Les calculs n'ont pas tenu compte de la glace qui se serait accumulée sous la couche nuageuse au cours de la minute et demie qui avait précédé le toucher des roues. Compte tenu des précipitations verglaçantes qui s'étaient produites lorsque l'avion s'était posé, il est probable qu'une quantité additionnelle de glace se serait accumulée sur le bord d'attaque au cours de l'approche, bien que cette quantité n'ait pu être calculée.

L'accumulation de glace calculée est compatible avec le compte rendu fait par le commandant de bord d'un Boeing 737 qui a décollé environ 45 minutes après l'atterrissage du vol MF1285R et par le pilote du PA-31 qui s'est posé juste après l'accident. Au cours de sa brève montée dans la même couche nuageuse, le commandant de bord du 737 avait signalé un givrage modéré. Il a estimé qu'environ un quart de pouce de glace s'était accumulée sur le montant central du pare-brise. Le pilote du PA-31 a signalé du givrage en approche, suffisant pour obscurcir la visibilité à travers le pare-brise du poste de pilotage.

À l'exception d'un avitailleur qui a déclaré avoir vu de la glace sur le rebord du pare-brise, aucun des techniciens du personnel de piste qui s'étaient occupés de l'appareil n'avait remarqué de glace sur ce dernier. Toutefois, le Bureau note qu'aucun de ces techniciens n'était en position d'observer de près les ailes de l'avion. De plus, lorsqu'ils ont été interrogés par les enquêteurs du BCSA, les techniciens qui se sont approchés des ailes de l'avion ont déclaré qu'ils n'avaient pas spécifiquement vérifié si elles étaient givrées, mais que tel pouvait être le cas. En l'absence de rapports de témoins sur la présence de glace sur les ailes de l'avion, le Bureau relève également que le bord d'attaque des ailes se trouve environ à 10 et 16 pieds au-dessus du sol et que l'escale avait eu lieu après la tombée du jour. Ces constatations auraient rendu difficile toute découverte de petites quantités de verglas sur le bord d'attaque, surtout sur les parties extérieures des ailes, si l'on ne cherchait pas particulièrement à vérifier la présence de glace. Aucun des techniciens du personnel de piste n'était en position d'observer l'accumulation de glace qui aurait pu se trouver sur l'extrados.

La quantité de glace qui se serait accumulée sur le bord d'attaque des ailes aurait été fonction de l'utilisation du système antigivrage. Le Bureau n'a pu établir avec certitude que le dispositif antigivrage n'avait pas été utilisé pendant l'approche mais, normalement, les équipages ne l'utiliseraient pas pour effectuer une descente aussi courte dans les nuages. Des pilotes de Arrow Air et d'autres exploitants ont déclaré la même chose, à savoir que l'utilisation du dispositif antigivrage de la cellule aurait été inhabituelle compte tenu des conditions météorologiques du moment.

En conséquence, le Bureau croit qu'il y avait probablement de la glace sur le bord d'attaque des ailes lorsque l'avion a atterri à Gander. La plus grande concentration de glace sur le bord d'attaque se serait retrouvée sur la section située du côté extérieur des ailes. L'approche et l'atterrissage à Gander auraient eu lieu sans incident parce qu'ils avaient été effectués à des angles d'attaque inférieurs à ceux utilisés pour le décollage et parce que l'effet de sol aurait assuré des avantages aérodynamiques au moment de l'arrondi.

Les données fournies par Douglas Aircraft ont permis au Bureau d'estimer la diminution du coefficient de portance maximale en fonction des calculs d'accumulation de glace sur le bord d'attaque. Comme le montre la figure 1.16, le pourcentage de réduction du coefficient de portance maximale résultant d'une perturbation localisée, dans le sens de l'envergure, ou d'une bande étroite d'irrégularités de surface au bord d'attaque est fonction de l'épaisseur de l'irrégularité de surface divisée par la longueur de la corde.

À 85 p. 100 de la demi-envergure, la longueur de la corde est de 125,5 pouces; ainsi, l'accumulation calculée de 0,34 pouce divisée par la longueur de la corde donne 0,00271, ce qui, selon les données de Douglas, se traduit par une réduction d'environ 27 p. 100 du coefficient de portance maximale.

À 53 p. 100 de la demi-envergure, la longueur de la corde est de 226,4 pouces; ainsi, l'accumulation calculée de 0,26 pouce divisée par la longueur de la corde donne 0,00115, ce qui, selon les données de Douglas, se traduit par une réduction d'environ 23 p. 100 du coefficient de portance maximale.

À 26 p. 100 de la demi-envergure, la longueur de la corde est de 312,9 pouces; ainsi, l'accumulation calculée de 0,20 pouce divisée par la longueur de la corde donne 0,00064, ce qui, selon les données de Douglas, se traduit par une réduction d'environ 18 p. 100 du coefficient de portance maximale.

D'après la figure 1.16 on peut constater que la diminution du coefficient de portance maximale, déterminé à 85, 53 et 26 p. 100 de la demi-envergure, équivaut à une contamination totale de l'extrados suivant des épaisseurs d'irrégularités de 0,052 pouce, 0,033 pouce et 0,022 pouce respectivement.

Les conditions météorologiques au cours de l'escale technique à Gander favorisaient une accumulation supplémentaire de glace sur les ailes. Des précipitations verglaçantes sous forme de bruine très légère et de neige en grains avaient été signalées entre 9 h et 9 h 45. À 9 h 30, l'observateur avait remarqué de la bruine verglaçante et de la neige en grains adhérant sur l'indicateur d'accumulation. Il a décrit la précipitation comme étant une pellicule mince et rugueuse, recouvrant moins de 30 p. 100 de la surface de l'indicateur. Après 9 h 45, aucune bruine verglaçante n'avait été remarquée; toutefois, on avait continué à observer de la neige en grains sur l'indicateur jusqu'après l'accident. L'avion s'était posé à Gander à peu près à l'heure à laquelle avait été faite l'observation en surface de 9 h par l'observateur météorologique. Par conséquent, le Bureau croit que le type et la quantité de glace accumulée sur l'avion seraient très semblables à ceux des observations de précipitations verglaçantes sur les indicateurs à 9 h 30, 9 h 45 et 10 h.

Ces observations amènent le Bureau à conclure que l'extrados des ailes présentait des irrégularités de surface attribuables aux effets cumulatifs de la bruine verglaçante et de la neige en grains. La texture des précipitations qui avaient adhéré aux indicateurs avait, de plus, été décrite par l'observateur météorologique comme ressemblant à du papier de verre à grain moyen. Cette description est souvent utilisée dans la documentation de recherche pour indiquer l'importance de la rugosité nécessaire pour dégrader de façon significative les performances d'un aéronef et ses caractéristiques de vol.

Par ailleurs, il est possible que du givre se soit formé sur l'extrados des ailes à la suite de l'interaction entre les surfaces froides des ailes et l'atmosphère quasi saturée. Même si l'on ne croit pas que la quantité de givre ainsi formé ait été importante, elle aurait pu accroître les irrégularités de surface de l'extrados.

Le Bureau conclut que la combinaison du givrage du bord d'attaque, accumulé pendant l'approche, et des irrégularités de surface, produites lors de l'escale, aurait probablement suffi à dégrader les performances de l'avion de la même façon que si la totalité de l'extrados des ailes avait présenté des irrégularités de surface comprises entre 0,03 et 0,04 pouce.

Pendant l'escale de Gander, on a vu le mécanicien navigant effectuer une inspection visuelle de certaines parties de l'avion. On ne sait pas s'il a relevé la présence de glace sur les ailes. De l'endroit où il se trouvait au sol, il lui aurait été possible de voir s'il restait, sur le bord d'attaque, de la glace accumulée lors de l'approche en vue de l'atterrissage. Cependant, il faisait sombre à ce moment et, même si l'aire de trafic était éclairée, ce genre d'observation aurait été rendue plus difficile sans une inspection plus poussée, surtout sur les parties extérieures des ailes. En outre, il est possible que son inspection se soit limitée à des parties de l'avion situées sous les ailes, comme le train d'atterrissage ou les réacteurs. Le cas échéant, il n'aurait pas remarqué la glace sur le bord d'attaque. Par contre, il est possible qu'il ait constaté la présence de glace sur le bord d'attaque des ailes, mais qu'il ait jugé ses effets négligeables. Le Bureau n'a pu déterminer si l'équipage de conduite savait ou non qu'il y avait de la glace sur les ailes de l'avion avant d'entreprendre le décollage.

Les précipitations verglaçantes qui étaient tombées à Gander lors de l'escale indiquaient qu'il y avait un risque élevé d'accumulation de glace sur l'extrados des ailes. Malheureusement, l'absence

d'enregistrement phonique dans le poste de pilotage n'a pas permis au Bureau de conclure s'il y avait eu ou non des discussions entre les membres de l'équipage de conduite au sujet de la glace sur l'avion.

Même si la réglementation, les procédures des compagnies, l'entraînement et la documentation soulignent tous l'importance d'une voilure lisse, l'expérience montre que certains pilotes ne sont pas entièrement conscients du fait que de petites irrégularités de surface peuvent dégrader les performances d'un avion, surtout celles des avions à voilure en flèche, particulièrement s'il n'est pas équipé de becs de bord d'attaque. Par conséquent, il est possible que l'équipage de conduite savait que les ailes étaient givrées, mais il en aurait négligé les effets. Si l'équipage avait jugé nécessaire de faire dégivrer l'avion, il aurait pu faire appel au matériel et aux installations voulus, disponibles à Gander. Une revue des dossiers a révélé que d'autres vols de Arrow Air avaient déjà utilisé ces installations en diverses occasions.

2.6 Chronologie des événements

Le Bureau n'a pas été en mesure de déterminer la chronologie *exacte* des événements qui ont mené à ce tragique accident. La destruction de l'avion à l'impact et au cours de l'incendie qui a suivi, les renseignements limités recueillis de l'enregistreur de données de vol et l'absence de renseignements provenant d'un enregistreur phonique sont autant de facteurs qui ont empêché de déterminer les causes exactes de l'accident. Néanmoins, on n'a identifié aucune défaillance ni défectuosité avant l'impact qui auraient pu causer l'accident. Par conséquent, on a considéré que les hypothèses suivantes ne correspondaient pas aux preuves recueillies au cours de l'enquête: déploiement accidentel d'un inverseur de poussée; incendie avant l'impact; explosion avant l'impact; configuration inadéquate de l'avion; défaillance du circuit hydraulique; mauvais fonctionnement des commandes de vol; une fuite du circuit d'eau potable et défaillance mécanique d'un ou de plusieurs réacteurs.

Qui plus est, le Bureau croit que l'on dispose de suffisamment de preuves pour conclure que la présence de glace sur les ailes et que la dégradation des performances de l'avion qui en a découlé ont été des facteurs importants dans cet accident. Suffisamment d'éléments de preuve (calculs d'accumulation de glace, rapports de pilotes, observations météorologiques) laissent croire que, pendant l'approche en vue de l'atterrissage, de la glace s'est formée sur le bord d'attaque des ailes et que, alors que l'avion était au sol, les irrégularités de surface sur l'extrados se sont accrues du fait des précipitations verglaçantes et peut-être du givre. Comme l'avion n'a pas été dégivré, la contamination de surface, accumulée au cours de l'approche et de l'escale, est demeurée sur l'avion pour le décollage. Les calculs des performances, les simulations par ordinateur et les essais en simulateur ont tous démontré que les performances de l'avion correspondaient à une diminution de l'efficacité aérodynamique et à la forte traînée en résultant, associés à l'accumulation de glace sur les ailes.

Il est possible que d'autres facteurs, comme un pompage de compresseur réacteur et l'utilisation de vitesses de référence ne convenant pas au décollage, aient contribué à l'accident; toutefois, il n'a pas été possible de déterminer dans quelle mesure ces facteurs auraient effectivement contribué à l'écrasement. Le Bureau considère donc la description suivante comme étant la chronologie probable des événements lors de la tentative de décollage.

La course au décollage s'est déroulée normalement, et le cabrage a été amorcé à la vitesse calculée par l'équipage de conduite ou à une vitesse voisine. La vitesse de cabrage calculée était inférieure d'au moins quatre noeuds et d'au plus neuf noeuds à celle convenant à la masse de l'avion. Cela

étant, il est probable que l'arraché ait été retardé et que la course au décollage ait été rallongée. Néanmoins, l'avion a décollé et a commencé à monter. Les essais en simulateur ont cependant démontré que l'utilisation de vitesses de référence inférieures à la normale pour le décollage diminuait les chances de réussir le décollage si les ailes étaient recouvertes de glace. Ces vitesses provoquent en effet une réduction des marges déjà limitées par rapport à la vitesse de décrochage.

À l'arraché, il est probable que le cabrage ait été poursuivi jusqu'à l'assiette d'inclinaison longitudinale prévue, nécessaire à un taux de montée normal. Après l'arraché et à mesure que les avantages de l'effet de sol diminuaient, l'équipage se serait rendu compte de la dégradation des caractéristiques aérodynamiques de l'avion. Celle-ci se serait d'abord manifestée par un taux de montée inférieur à la normale pour l'inclinaison longitudinale choisie. Face à ce constat, il est possible que les pilotes aient augmenté l'inclinaison longitudinale pour essayer d'atteindre le taux de montée désiré. Toutefois, dans le même temps, la traînée produite par les ailes givrées aurait provoqué une diminution du taux d'accélération et la vitesse aurait alors rapidement chuté. Le train d'atterrissage demeuré en position sortie indique que le taux de montée normal n'a jamais été atteint.

La dégradation des performances aurait pu s'aggraver s'il y avait eu pompage du compresseur du réacteur numéro quatre. Même en l'absence d'éléments probants indiquant que le réacteur numéro quatre ne fonctionnait pas à haut régime au moment de l'impact avec les arbres, cette possibilité ne pouvait être écartée. Des simulations par ordinateur ont démontré que, dans le cas d'une perte de poussée d'un réacteur, il fallait moins de glace sur les ailes pour obtenir la dégradation des performances observée.

Peu après que la vitesse a commencé à diminuer, l'avion a décroché. Les simulations sur ordinateur et les essais en simulateur ont démontré que si les ailes étaient givrées, un décrochage se produirait aux assiettes d'inclinaison longitudinale propres à une montée initiale normale. L'équipage de conduite n'aurait eu que peu d'avertissement de l'imminence d'un décrochage: le décrochage s'est produit à une vitesse considérablement supérieure à la normale et, comme l'angle d'attaque auquel il s'est produit était inférieur à la normale, il est probable que l'avertisseur de décrochage n'ait pu se déclencher suffisamment à temps.

Le changement de cap à droite était typique d'autres accidents d'avions de ligne causés par le décrochage, et il pouvait donc être attribué directement au décrochage. Il est également possible que le changement de cap ait été le résultat d'une perte de poussée du réacteur numéro quatre.

L'altitude à laquelle s'est produite le décrochage n'était pas suffisante pour permettre un rétablissement. De plus, les modifications aux caractéristiques de l'inclinaison longitudinale de l'avion causées par la glace ont fort bien pu gêner le pilotage en tangage. Les moments à piquer normaux qui se produisent au décrochage se seraient probablement transformés en moment à cabrer.

Des accidents antérieurs de DC-8 causés par un décrochage ont montré que le pompage compresseur à un angle d'attaque élevé associé au décrochage n'est pas rare. Ainsi, il est possible que le régime inférieur du réacteur numéro quatre au moment de l'impact avec le sol ait été causé par un pompage du compresseur après le décrochage. On a déterminé que l'angle d'attaque au moment du contact initial avec les arbres était d'environ 21 degrés. Les observations d'une lueur jaune orangé par les témoins peuvent avoir été dues à une flamme provenant du réacteur pendant le pompage du compresseur.

La position de la gouverne de profondeur correspondant à un braquage maximum laisse croire que, immédiatement avant l'impact avec le sol, le pilote a tiré à fond sur le manche de façon instinctive dans un effort désespéré pour éviter le sol. Malgré cela, l'avion a heurté les arbres alors qu'il se trouvait en décrochage environ 20 secondes après l'arraché. L'appareil a immédiatement commencé à se disloquer et, au contact avec le sol, un incendie intense alimenté par le carburant s'est déclaré.

2.7 Prévisions et contrôle du chargement

Les calculs de masse et de centrage effectués par l'équipage étaient de quelque 14 000 livres inférieurs à la masse réelle de l'avion au décollage de Gander. Cette différence provient principalement du fait que le poids moyen type utilisé ne tenait pas compte de la nature des passagers transportés. Par ailleurs, l'équipage Cologne-Le Caire avait utilisé une masse de fret plus faible et la masse opérationnelle de base dont se servait la compagnie ne tenait pas compte de la masse de l'office et de l'équipement de cabine amovibles, ni de l'eau potable.

Le poids type utilisé correspondait à celui d'un adulte civil moyen ayant cinq livres de bagages à main. Le Bureau a déterminé que le poids moyen des passagers transportés à bord du vol MF1285R était d'environ 220 livres, soit 30 p. 100 plus élevé que le poids moyen de 170 livres utilisé pour établir le plan de vol.

Ces chiffres erronés, utilisés au dépôt ont de nouveau servi pour les vols vers Gander, ainsi que pour la préparation du vol de Gander à Fort Campbell. Par suite de la sous-estimation de la masse du chargement total à bord, le Bureau croit que la masse maximale autorisée au décollage a été dépassée de 8 000 livres au décollage de Cologne.

Bien que le manuel d'utilisation de Arrow Air indique qu'il faut utiliser le poids réel des passagers, la méthode employée par la compagnie pour déterminer la masse et le centrage ne précisait pas comment utiliser les poids réels. Il est évident qu'au cours des vols précédents, les poids réels des passagers avaient été utilisés dans les calculs de masse et de centrage; il est donc clair que les équipages connaissaient la méthode permettant de convertir le poids des passagers pour obtenir une masse plus précise. Le poids réel de chaque passager n'avait pas été déterminé au Caire par le personnel de la Force multinationale ni par celui de Arrow Air. L'équipage qui avait effectué les calculs initiaux de masse et de centrage aurait dû se rendre compte que le poids moyen de 170 livres était très inférieur au poids réel et que le devis de masse aurait dû refléter cette masse supérieure.

D'autres indications prouvent que les équipages de conduite de Arrow Air ne déterminaient pas la masse et le centrage pour chaque vol. L'examen de la documentation de masse et de centrage se rapportant aux séries de vols de la FMO ayant débuté respectivement le 3 et le 10 décembre 1985 a révélé que les masses passagers et fret utilisées pour les vols du Caire à Fort Campbell étaient identiques à celles utilisées pour les vols de McChord AFB au Caire. Il est évident que l'équipage de conduite du vol Le Caire-Fort Campbell avait copié les chiffres de chargement du vol McChord Air Force Base-Le Caire, bien que la charge embarquée au Caire fut différente.

Le Bureau a également constaté des défauts importants dans la documentation relative au chargement de l'appareil lors des deux rotations. Le Bureau a réuni un grand nombre de preuves laissant croire que les charges transportées de McChord AFB au Caire, le 3 décembre 1985 et le 10 décembre 1985, étaient presque essentiellement identiques. Malgré cela, la masse des passagers figurant sur les états de charge établis par le même équipage de conduite, était différente

de 8 000 livres. D'après les dossiers, les chargements de fret transportés au cours de ces vols avaient aussi une masse semblable, alors que les masses indiquées sur les états de charge différaient encore une fois de 8 000 livres. Les mêmes écarts se retrouvaient dans la documentation relative au chargement des vols en partance du Caire, parce qu'un nouveau calcul de masse et de centrage n'avait pas été effectué pour le vol de retour vers les États-Unis. Qui plus est, le Bureau a constaté que le nombre de passagers indiqué sur les états de charge préparés au départ du Caire, de Cologne et de Gander, était aussi erroné.

Ces écarts entre la réalité et les données de calcul viennent conforter le fait que le chargement transporté par Arrow Air n'avait pas été déterminé avec précision.

Un autre élément contributif à cette situation a été le caractère inadéquat de la documentation relative au chargement et celle de la tenue des registres. Pendant toute l'enquête, le Bureau a éprouvé des difficultés à obtenir une documentation précise sur la masse des passagers et du fret sur les vols affrétés par la FMO pour se rendre au Caire et pour en revenir.

Bien que le fret ait été pesé avant les départs duCaire et de McChord AFB, aucun manifeste ni registre de ces pesées n'avait été conservé. Il n'y avait pas non plus de registre de la masse des passagers pesés au départ de McChord AFB. Les seuls dossiers militaires américains retrouvés et qui étaient relatifs au chargement des vols en question étaient les manifestes de vérification et les registres de McChord AFB, et ils ne concordaient pas avec les chiffres des pesées ni avec ceux retenus pour les états de charge de Arrow Air. Les renseignements de masse préparés par les militaires américains et par le personnel de la FMO avaient été communiqués au personnel de Arrow Air sur des bouts de papier. Il n'a pas été possible de déterminer quel usage le personnel de Arrow Air avait éventuellement fait de ces renseignements. Aucun des états de charge préparés avant le vol ne correspondait aux masses calculées par le personnel de l'Armée américaine ou par celui de la FMO.

Le Bureau a aussi relevé de nombreuses contradictions dans les guides de préparation du chargement à la disposition du personnel de l'Armée américaine, de la FMO et de Arrow Air. Toutes ces contradictions ne pouvaient, d'après le Bureau, que donner lieu à une incertitude quant aux chargements à bord des vols de la FMO.

Le Bureau a calculé que, dans chacun des vols des deux rotations Égypte-É.-U., la masse maximale sans carburant (ZFW) autorisée avait été dépassée. De plus, le Bureau est arrivé à la conclusion que la direction et les équipages de conduite de Arrow Air n'ignoraient pas que cette situation se produisait régulièrement.

Les membres de l'équipage de conduite responsables des calculs de masse et de centrage au Caire ont reconnu qu'ils pensaient que la charge réelle dépassait d'environ 10 000 livres celle indiquée sur l'état de charge. La ZFW indiquée sur l'état de charge était de 229 621 livres, soit 400 livres de moins que la masse maximale autorisée. Par conséquent, l'équipage a volé avec un avion dont la masse maximale ZFW autorisée était dépassée d'environ 10 000 livres. Le Bureau a remarqué que, chaque fois que le poids des passagers figurant sur l'état de charge était supérieur au poids moyen type, la masse du fret était toujours inférieure à celle indiquée sur les états de charge pour lesquels on avait retenu une masse passagers inférieure. La réduction de la masse du fret correspondait de près à l'augmentation de la masse des passagers. Dans chaque cas, la ZFW était légèrement inférieure à la masse maximale autorisée. Le Bureau est d'avis que les calculs d'état de charge faits par le personnel de conduite étaient effectués de façon à montrer que la masse maximale ZFW autorisée était respectée. De plus, le Bureau croit que le poids moyen type des passagers, même s'il ne correspondait pas avec précision au poids des passagers

transportés, était utilisé pour que la ZFW indiquée sur l'état de charge soit inférieure au maximum autorisé.

La direction de Arrow Air se préoccupait de savoir si ses avions pouvaient transporter le fret prévu dans son contrat avec la FMO tout en restant dans les limites de ZFW prescrites. En 1985, la direction avait envisagé de prendre les mesures nécessaires pour augmenter les limites de ZFW de l'appareil, mais cette mesure n'avait pas eu de suite. Après l'accident, au cours des entretiens qui ont eu lieu avec le personnel de direction de Arrow Air, il était évident que la direction savait que la masse maximale de calcul sans carburant présentait un problème dans le cas des vols de la FMO. Le contrat entre Arrow Air et la FMO stipulait que chaque passager était autorisé à emporter 154 livres de bagages. En prenant 170 livres comme poids moyen d'un passager, Arrow Air s'était engagée à transporter jusqu'à 81 000 livres de charge utile sur les vols de la FMO. Cette valeur dépassait d'environ 13 500 livres les capacités de charge utile de l'appareil utilisé pour ces vols. Cette différence entre les obligations contractuelles et la capacité d'emport de l'appareil était connue de la direction; toutefois, aucune mesure n'avait été prise pour que la ZFW maximale de calcul soit augmentée.

2.8 Pratiques d'exploitation et de maintenance suivies par Arrow Air

Le Bureau n'a rien trouvé permettant de conclure que l'accident a été causé par une panne ou un mauvais fonctionnement technique. Néanmoins, au cours de l'enquête, le Bureau a relevé certaines pratiques d'exploitation et de maintenance, non conformes aux procédures recommandées et approuvées, qui pouvaient compromettre la sécurité.

Au cours des deux séries de vols aller-retour qui avaient eu lieu en décembre 1985 entre les États-Unis et Le Caire, au moins quatre cas relevant de la maintenance auraient dû, selon le Bureau, faire l'objet d'inscriptions dans le livret technique de l'avion. Il s'agit des cas suivants: grippage du manche du copilote, fonctionnement en vol du voyant d'inversion de poussée, panneau manquant dans la soute et indication de température anormalement élevée du réacteur numéro quatre. Dans chaque cas, l'anomalie aurait dû être inscrite dans le livret technique et la situation corrigée ou, si possible, remise à plus tard dans les limites permises par la politique de la compagnie en matière de points d'entretien différés (DMI). Dans les quatre cas, aucune mesure n'a été prise.

Le Bureau attache une importance particulière au fait que les équipages de Arrow Air aient décidé d'accepter de piloter un avion dont le fonctionnement des commandes de vol présentait des anomalies. Cette acceptation par les équipages de piloter un appareil qu'ils savaient parfaitement affligé d'anomalies techniques est confirmée par les deux vols différents que le même commandant de bord a entrepris alors que le circuit hydraulique principal était hors service.

Le Bureau est d'avis qu'il s'agit là de mesures prises par des équipages pleins de bonne volonté qui croyaient pouvoir voler sans mettre en danger la sécurité des passagers ou la leur. Ce genre de décision a probablement obéi aux considérations suivantes: problèmes logistiques pouvant découler d'un retard important lors d'une escale et effet en cascade que ces problèmes auraient probablement eu sur les opérations de la compagnie.

Cependant, le Bureau estime que cette pratique n'était pas conforme aux normes de navigabilité établies et qu'elle réduisait inutilement la marge de sécurité des vols.

Il semble que le microphone de l'enregistreur phonique dans le poste de pilotage ne fonctionnait pas. On ne dispose donc d'aucun enregistrement des conversations de l'équipage de conduite entre le moment des vérifications pré-vol et celui de l'écrasement. Ces renseignements auraient permis au Bureau de mieux comprendre les mesures prises par l'équipage ainsi que les problèmes de conduite du vol.

Le Bureau s'inquiète du fait que la liste des équipements indispensables au vol du DC-8, approuvée par la FAA, permet l'exploitation de ce modèle d'appareil quand le FDR et le CVR ne fonctionnent pas, et que la réglementation en vigueur aux États-Unis n'oblige pas l'équipage de conduite à vérifier le bon fonctionnement des enregistreurs phoniques avant le vol.

2.11 Surveillance par la FAA

La surveillance normale exercée en permanence par la FAA sur Arrow Air n'a pas permis de déceler les lacunes dans la capacité de cette compagnie à respecter la conformité aux FAR. Les deux inspecteurs principaux chargés de cette surveillance ont témoigné à l'enquête publique du Bureau qu'ils n'avaient remarqué aucune irrégularité notable dans les méthodes d'exploitation de Arrow Air.

Ces témoignages contrastaient avec l'inspection spéciale qui avait été faite en janvier et février 1986 et qui avait relevé de nombreux exemples de non-respect des FAR et des procédures FAA établies dans certains domaines d'exploitation de Arrow Air. Dans certains cas, les conclusions des inspections de 1986 étaient semblables à celles qui avaient été formulées au cours de l'inspection NATI de 1984. Même si, selon la FAA, la majorité des conclusions formulées devaient ultérieurement être jugées mineures et que les mesures entreprises en vue de faire respecter le règlement ne devaient donner lieu qu'à des amendes au civil ou à l'émission de lettres d'avertissement ou de demandes de correctifs dans 10 cas seulement, le Bureau s'inquiète de constater que la surveillance régulière, qualifiée par la FAA de plus poussée de toute l'histoire de Arrow Air, n'ait pas permis de mettre au jour ces défauts.

À la suite de l'inspection de 1984, de nombreuses recommandations avaient été faites sur l'accroissement de la surveillance et du suivi. Selon la FAA, la surveillance et le suivi de Arrow Air, effectués dans les mois ayant précédé l'accident, n'ont jamais été exécutés à un tel niveau, tant en qualité qu'en nombre, et ce de toute l'histoire de la compagnie. Cependant, le Bureau se doit de faire remarquer que, dans les mois qui ont précédé l'accident, le poste d'inspecteur adjoint des opérations auprès de Arrow Air était vacant et que le POI chargé de la compagnie a déclaré, lors de l'enquête publique du BCSA, que les ressources mises à sa disposition pour assurer la surveillance de Arrow Air étaient insuffisantes.

3.0 CONCLUSIONS

3.1 Faits établis:

1. Au cours de l'approche en vue de l'atterrissage à Gander, de la glace s'est accumulée sur le bord d'attaque des ailes.

2. Alors qu'il était au sol à Gander, l'avion a été exposé à des précipitations verglaçantes et givrantes susceptibles de produire des irrégularités sur l'extrados des ailes.

3. Pendant la période que l'avion a passée au sol à Gander, la différence entre la température de la voilure et la température ambiante a favorisé la formation de glace sur la surface des ailes.

4. La voilure de l'avion n'a pas été dégivrée avant le décollage.

5. L'avion a décroché à une vitesse supérieure à la normale, après avoir quitté l'effet de sol.

6. L'altitude disponible était insuffisante pour permettre une sortie du décrochage.

7. Les performances de l'avion après l'arraché ont été inférieures à ce qui était prévu et elles correspondaient à une réduction du rendement aérodynamique et à la forte augmentation de traînée qui en a découlé, associées à la présence de glace sur les ailes, ainsi qu'aux effets du givrage de la voilure combinés à une perte partielle de la poussée réacteur.

8. Le régime du réacteur numéro quatre au moment de l'impact avec le sol était inférieur à celui des autres réacteurs.

9. Il n'a pas été conclu à une panne mécanique du réacteur numéro quatre avant l'impact.

10. Il n'a pas été possible de déterminer si le régime inférieur du réacteur numéro quatre au moment de l'impact avec le sol résultait d'une perte de puissance en vol, survenue avant ou après le décrochage, ou découlait de l'ingestion de débris d'arbres juste avant l'écrasement.

11. L'intégrité d'une soute à marchandises de catégorie D a été réduite, car le vol a été entrepris alors que deux panneaux latéraux étaient manquants dans le logement cargo numéro trois.

12. La masse au décollage calculée à Gander par l'équipage de conduite était inférieure d'environ 14 000 livres à la masse réelle.

13. Les vitesses de référence employées par l'équipage de conduite pour le dernier décollage convenaient à une masse au décollage qui était inférieure à la masse réelle. Cet écart se situait dans une fourchette de 14 000 livres à 35 000 livres.

14. Dans ses calculs de masse, l'équipage s'est servi du poids moyen type pour les passagers, alors que le manuel d'utilisation de Arrow Air prescrivait l'emploi de poids réels. Le poids moyen type ne correspondait pas précisément au poids réel des passagers se trouvant à bord.

15. Les lignes directrices dont disposaient les équipages de conduite de Arrow Air ne renfermaient aucune indication quant à la manière d'utiliser les masses passagers réelles pour les calculs de masse et de centrage.

16. Les équipages de conduite de Arrow Air ne calculaient pas précisément la masse et le centrage à chaque vol.

17. Il y avait certaines contradictions entre les documents de planification de chargement dont disposait le personnel de Arrow Air, ceux dont se servait le personnel de la FMO et ceux utilisés par l'Armée des États-Unis.

18. La documentation concernant le nombre et la masse des passagers, ainsi que la masse de fret se trouvant à bord des vols navettes de la FMO, laissait à désirer tant sur le plan quantitatif que qualitatif.

19. La masse maximale de calcul sans carburant de l'avion avait été dépassée au cours de chacun des vols aller-retour de la FMO effectués en décembre 1985.

20. Les obligations auxquelles la compagnie Arrow Air s'était engagée par contrat au sujet de la charge utile dépassaient les possibilités de l'avion utilisé (masse maximale de calcul sans carburant).

21. Les équipages de conduite de Arrow Air n'inscrivaient pas toutes les défectuosités de l'avion dans le livret technique et ils acceptaient, à l'occasion, de piloter un avion présentant des défectuosités connues.

22. Une réparation à potentiel limité, effectuée à la suite d'un incident antérieur, n'avait pas donné lieu à une intervention permanente conforme aux recommandations de l'avionneur.

23. L'horaire des vols de décembre de l'équipage de conduite favorisait grandement la fatigue.

24. La partie 121 des FAR américaines ne précise aucune limite de temps de vol ni de période de repos dans le cas des opérations propres aux transporteurs, qui sont effectuées en vertu de la partie 91 des FAR.

25. L'enquête sur les causes et les facteurs ayant conduit à cet accident a été considérablement gênée par le manque de renseignements qu'aurait pu fournir un enregistreur phonique en bon état et un enregistreur numérique de données de vol ayant une plus grande capacité.

26. La liste des équipements indispensables au vol en vigueur aux États-Unis pour des avions comme le DC-8, permettait l'exploitation de ces appareils avec un enregistreur phonique et un enregistreur de données de vol hors service.

27. La surveillance systématique de Arrow Air exercée par la FAA n'a pas permis de mettre au jour les lacunes de la compagnie dans sa capacité de respecter les FAR pertinentes ainsi que les procédures approuvées de la FAA. Ces lacunes ont été constatées lors d'une inspection spéciale effectuée en janvier 1986, soit un mois après l'accident.

28. À l'analyse des preuves recueillies, rien n'indique qu'il y ait eu un incendie ou une explosion avant l'impact, que ce soit accidentellement ou à la suite d'un sabotage.

29. Rien n'indique qu'il y ait eu déploiement non sollicité d'un inverseur de poussée.

30. L'équipage de conduite possédait les licences et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.

31. L'avion était certifié conformément au règlement en vigueur.

32. La masse et le centrage au décollage se trouvaient dans les limites prescrites.

3.2 Causes :

Le Bureau canadien de la sécurité aérienne n'a pas été en mesure de déterminer l'enchaînement exact des événements ayant précédé cet accident. Cependant, le Bureau croit que l'ensemble des preuves recueillies porte à conclure ce qui suit: peu après le décollage, l'appareil a subi une augmentation de la traînée et une diminution de la portance qui ont provoqué un décrochage à basse altitude rendant tout rétablissement impossible. L'accumulation de glace sur le bord d'attaque et sur l'extrados de l'aile semble être la cause la plus probable de ce décrochage. D'autres facteurs, comme une perte de poussée du réacteur numéro quatre et l'utilisation de vitesses de référence de décollage insuffisantes, peuvent avoir aggravé les effets du givrage des surfaces.

4.0 MESURES DE SÉCURITÉ

4.1 Mesures prises

4.1.1 Calculs de masse et centrage - Utilisation de la masse type moyenne pour une charge passagers atypique

Dans sa phase initiale, l'enquête sur les causes et les facteurs de l'accident a révélé un manquement à la sécurité dans les méthodes employées par les équipages de conduite de Arrow Air afin de déterminer la masse au décollage.

Le 13 février 1986, suite à cette première constatation, le BCSA a recommandé:

> que le ministère des Transports examine les documents des transporteurs aériens canadiens afin de vérifier si les prescriptions concernant l'utilisation de poids réels par opposition à des poids moyens types sont adéquates et si les formules de calculs de charge qui en découlent représentent bien la base permettant de déterminer la charge,
>
> BCSA 86-01

et

> que le ministère des Transports insiste auprès des transporteurs sur la nécessité d'utiliser des poids réels pour les passagers, si la charge passagers risque d'être différente des poids types.
>
> BCSA 86-02

De plus, le BCSA a recommandé:

> que le National Transportation Safety Board étudie la possibilité de formuler des recommandations parallèles aux recommandations BCSA 86-01 et 86-02 ci-dessus, et d'exiger des mesures semblables à l'égard des transporteurs aériens exploitant des aéronefs immatriculés aux États-Unis.
>
> BCSA 86-03

Ces trois recommandations ont été intégralement mises à exécution à la satisfaction du Bureau.

4.1.2 Possibilité d'exploiter un appareil aux États-Unis sans qu'il soit nécessaire d'avoir un enregistreur phonique et un enregistreur de données de vol en état de fonctionnement

Au moment de l'accident, la liste des équipements indispensables au vol en vigueur aux États-Unis permettait l'exploitation de certains types d'appareils comme le DC-8 avec un enregistreur phonique et un enregistreur de données de vol hors service. La participation du NTSB et de la FAA à cette enquête a conduit la FAA à prendre une mesure destinée à corriger cette situation et, le 15 décembre 1987, la FAA a adopté une politique aux termes de laquelle la liste des équipements indispensables au vol désormais en vigueur aux États-Unis exige que les types d'appareils jusque-là exemptés soient équipés d'au moins un enregistreur en ordre de fonctionnement.

4.2 Mesures à prendre

4.2.1 Dégradation des performances - Contamination du bord d'attaque et de l'extrados des ailes

4.2.1.1 Effets sur les performances - Connaissances des équipages

Les avionneurs, les organismes de réglementation, les organismes chargés de conduire les enquêtes sur les accidents ainsi que les exploitants savent depuis nombre d'années que le givrage ou l'enneigement du bord d'attaque et de l'extrados des ailes contribuent à la dégradation des performances surtout lors d'un décollage à fort angle d'attaque.

Depuis près de quarante ans, les Federal Air Regulations américaines interdisent le décollage de tout aéronef dont les ailes, les hélices ou les gouvernes sont recouvertes de givre, de neige ou de glace. Ces règlements sont regroupés sous l'appellation de "Clean Wing Regulations" (Réglementation concernant les voilures lisses). De plus, la Federal Aviation Administration a publié en 1982 la circulaire consultative (AC) 20-117 afin de clarifier les malentendus existant à propos des effets d'une légère irrégularité de surface causée par une accumulation de glace, sur les performances d'un aéronef. La circulaire souligne les principes aérodynamiques qui régissent toute modification de la portance et de la traînée résultant d'une irrégularité de surface des ailes et précise qu'il ne faut pas entreprendre un décollage avant qu'on ait confirmé que tous les composants critiques sont exempts de neige, de givre ou de glace. La circulaire AC 20-117 indique qu'une inspection attentive constitue la seule méthode reconnue pour s'assurer que les ailes et les gouvernes ne sont pas contaminées avant le vol.

Au Canada, la réglementation contenue dans l'*Ordonnance de la navigation aérienne*, Série VII, Numéro 2, qui régit les opérations de transporteurs exploitant de gros aéronefs, reprend la réglementation concernant les voilures lisses américaines, et une section de la *Publication d'information aéronautique* met les pilotes en garde contre les risques que présente un décollage quand les ailes ou les gouvernes sont recouvertes de neige, de glace ou de givre.

Nonobstant l'existence de cette réglementation et de documents promotionnels, de nombreux faits aéronautiques indiquent qu'il n'est pas rare que des vols soient entrepris malgré la présence de glace, de neige ou de givre sur les ailes. Les enquêtes sur les accidents et les analyses qui en découlent à propos d'appareils comme les Boeing 737-200 et les McDonnell-Douglas DC-9-10, et comme le DC-8-63, dans le cas qui nous concerne, confirment toutes que la présence de neige ou de glace sur le bord d'attaque et sur les ailes peuvent compromettre les performances d'un appareil au décollage, au point où la marge de sécurité peut être très faible, voire nulle. Cette dégradation des performances est particulièrement grave sur un avion comme le DC-8 qui n'est pas muni de becs de bord d'attaque destinés à accroître la portance et à permettre d'atteindre un angle d'attaque plus élevé avant le décrochage.

Le Bureau ne doute pas que les équipages de conduite comprennent les principes aérodynamiques fondamentaux qui gouvernent la dégradation des performances due à la présence de glace, de neige ou de givre sur les bords d'attaque. Cependant, le Bureau estime que les équipages de conduite ne saisissent pas toute l'importance de la dégradation des performances attribuable à de petites accumulations de glace. Les manuels d'utilisation et les autres documents traitant des performances d'aéronefs sont muets ou presque au sujet de l'importance de la dégradation des performances attribuable à une irrégularité des surfaces relativement faible. En conséquence, le Bureau recommande:

que le ministère des Transports lance une campagne nationale de sécurité destinée à faire prendre conscience, à tous les pilotes, des conséquences possibles d'un décollage effectué quand les ailes ne présentent ne serait-ce qu'une très faible irrégularité de surface.

BCSA 88-07

4.2.1.2 Détection du givrage des ailes

À la suite d'un enquête sur l'accident d'un McDonnell-Douglas DC-9-10 survenue le 15 novembre 1987 à Denver, au Colorado, le NTSB vient de formuler deux recommandations à la FAA pour l'inviter à s'attaquer aux risques que comporte un décollage sur DC-9-10 quand l'extrados des ailes est givré. Ces recommandations invitent les exploitants de ce type d'avion, qui n'est pas muni de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque, à adopter des procédures détaillées concernant la détection du givrage des ailes avant le décollage et, en attendant que ces procédures soient rédigées et mise en oeuvre, à faire dégivrer les appareils à l'aide d'une solution de glycol d'efficacité maximale, quand les conditions sont givrantes.

Le Bureau constate que les compagnies canadiennes qui exploitent des DC-9 n'utilisent actuellement que des DC-9-30, lesquels sont munis de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque et qui sont donc moins susceptibles de subir une dégradation des performances due à la contamination des ailes. Toutefois, la faiblesse mise au jour par le NTSB s'applique aux DC-8 exploités au Canada. Le Bureau estime que les circonstances entourant les accidents du DC-9-10 de Denver et du DC-8 de Gander confirment la nécessité, pour les équipages de conduite canadiens qui pilotent des avions non munis de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque, de détecter la présence éventuelle de glace sur les ailes. En conséquence, le BCSA recommande:

que le ministère des Transports exige de tous les exploitants canadiens de McDonnell-Douglas DC-8, ainsi que de tout autre type d'avion que le ministère jugera approprié, d'arrêter des procédures détaillées régissant la détection de givrage éventuel des ailes avant le décollage.

BCSA 88-08

4.2.2 Exploitation d'aéronefs non équipés d'enregistreur phonique en ordre de fonctionnement

Le BCSA estime que l'absence de renseignements utiles provenant de l'enregistreur phonique (CVR) combinée avec le faible nombre et l'imprécision des informations fournies par l'enregistreur de données de vol (FDR), du type à bande à cinq paramètres de vol, ont occasionné d'importantes difficultés dans la détermination des causes et des facteurs ayant conduit à cet accident. À cet égard, et de façon plus particulière, le Bureau comprend que l'analyse des facteurs humains concernant l'équipage, en regard avec l'accident, est incomplète. Le Bureau est heureux de constater que le Canada et les États-Unis ont entrepris ou proposé une révision de leurs règlements afin d'accroître la capacité des FDR, en conformité avec les normes et méthodes recommandées de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI); toutefois, le Bureau croit qu'il faudrait adopter des procédures pouvant être facilement mises en oeuvre afin de s'assurer que les CVR sont en ordre de fonctionnement.

Depuis nombre d'années, les CVR sont équipés d'un dispositif permettant aux équipages de conduite de tester le canal du microphone du poste de pilotage; ce dispositif d'auto-essai répond à un des critères énoncés dans une Ordonnance sur les normes techniques émise pour ce genre d'équipement. Il permet aux équipages de conduite de vérifier le fonctionnement du canal du microphone du poste de pilotage avant le vol et d'en détecter instantanément le mauvais fonction-

nement éventuel. Les règlements canadiens et américains exigent que le CVR soit en ordre de fonctionnement, quel que soit le vol entrepris. Cependant, aucune procédure n'est énoncée à propos de la nature ou de la fréquence des essais CVR. Nous avons cru comprendre que les procédures de certains exploitants comportaient la tenue d'un essai avant chaque vol. Certaines n'exigent cet essai qu'une fois par jour et d'autres de façon plus irrégulière encore. Cela étant, il y a un risque que des défauts de fonctionnement passent inaperçus pendant les vols effectués entre deux essais de fonctionnement.

Le Bureau estime que, dans un fait aéronautique, les conversations enregistrées dans le poste de pilotage peuvent être déterminantes dans la compréhension de l'enchaînement des événements et dans l'évaluation des facteurs humains. En conséquence, le Bureau recommande:

> que le ministère des Transports analyse les procédures actuelles régissant les essais de fonctionnement des enregistreurs phoniques afin de s'assurer que le fonctionnement de l'équipement est testé de façon satisfaisante
>
> BCSA 88-09

et

> que le National Transportation Safety Board envisage de prendre, aux États-Unis, une mesure semblable à celle décrite pour le Canada dans la recommandation BCSA 88-09.
>
> BCSA 88-10

4.2.3 Fatigue des équipages de conduite - Insuffisances des règlements et de leur application

L'enquête conduite par le BCSA à la suite de cet accident a permis de déterminer que, pendant les 11 jours qui avaient précédé l'écrasement, l'équipage de conduite a dépassé deux fois les limites de temps de vol spécifiées; en une occasion au moins il a bénéficié d'une période de repos inférieure au minimum requis. Cette situation risquait donc grandement d'occasionner de la fatigue et, par voie de conséquence, de compromettre le jugement des pilotes et la coordination de l'équipage de conduite. En outre, le jour de l'accident, l'équipage devait ensuite effectuer un vol de convoyage vers Oakland, en Californie, après l'atterrissage à Fort Campbell, ce qui se serait traduit par un total de 15 heures de vol effectuées en moins de 24 heures, et par un temps de service de près de 20 heures. Malgré tout, cet excès n'aurait pas été contraire aux règlements américains.

En 1986, en consultant la législation canadienne en vigueur, le BCSA a constaté plusieurs manquements à la sécurité en ce qui avait trait aux limites de temps de vol et de temps de service des équipages, ainsi qu'aux dispositions touchant la période minimale de repos. Trois des six recommandations formulées par le Bureau et, présentées à Transports Canada à la suite de ce constat, proposaient l'adoption d'une réglementation plus stricte régissant le temps de service et le temps de repos des équipages de gros aéronefs de catégorie transport.

Le BCSA note, qu'en règle générale, les contrôles prescrits dans les FAR américaines, afin d'empêcher d'éventuels accidents dus à la fatigue, sont plus stricts que ceux actuellement en vigueur au Canada. Cependant, la partie 121 des FAR (concernant les transporteurs aériens et les exploitants commerciaux de gros aéronefs) précise les limites de temps de vol et les périodes de repos des équipages, même si celles-ci ne sont pas toujours applicables. Ainsi, les vols de convoyage et les autres vols non rémunérés peuvent être entrepris aux termes des dispositions de la partie 91 des FAR (exploitation générale et règles de vol) qui ne précise aucune limitation quant

au temps de vol et qui ne prescrit pas non plus de périodes minimales de repos pour les équipages. Le Bureau estime que les équipages de conduite des transporteurs aériens régis par la partie 121 des FAR, doivent toujours faire preuve du même degré de vigilance, de jugement et de capacité de réagir en toute situation, que les vols entrepris soient rémunérés ou non. Par conséquent, le BCSA recommande:

> que le National Transportation Safety Board envisage de recommander l'application de limites de temps de vol et des stipulations touchant la période minimale de repos d'un équipage prévues dans la partie 121 des FAR, aux opérations aériennes effectuées par des transporteurs régis par la partie 121, notamment aux vols non rémunérés.
>
> BCSA 88-11

4.3 Autres préoccupations liées à la sécurité

4.3.1 Procédures de maintenance et d'exploitation des transporteurs aériens - Contrôle réglementaire inadéquat

La présente enquête a révélé de nombreux exemples de lacunes se rapportant aux procédures de maintenance et d'exploitation de Arrow Air, et remontant assez loin dans le temps. En 1984, la Federal Aviation Administration, dans le cadre de l'Inspection nationale du transport aérien (NATI), a terminé une revue approfondie des méthodes et procédures utilisées par les transporteurs américains, notamment par Arrow Air. Malgré cette inspection poussée, réalisée par un organisme de réglementation, ces lacunes ont persisté.

Le BCSA craint que ce manque de contrôle réglementaire efficace, avec les risques qu'un tel défaut comporte sur le plan de la sécurité, puisse se retrouver dans le cas d'autres transporteurs aériens.

Le présent rapport et les mesures de sécurité qu'il contient ont été adoptés par le président, K.J. Thorneycroft, et les membres du Bureau:

W. MacEachern
A. Portelance
B. Pultz
F. Thurston

Les membres N. Bobbitt, L. Filotas, D. Mussallem et R. Stevenson ont exprimé leur désaccord. Le texte énonçant leur position peut être obtenu sur demande auprès du Bureau canadien de la sécurité aérienne.

ANNEXE A

PROFIL ESTIMÉ DU VOL

ANNEXE B

EXTRAITS DU MANUEL DES OBSERVATIONS EN SURFACE DU SERVICE DE L'ENVIRONNEMENT ATMOSPHÉRIQUE

3.4.2 Précipitations verglaçantes (se congelant).

3.4.2.1 Bruine verglaçante (se congelant). Bruine dont les gouttes se congèlent en touchant le sol ou les objets au sol ou près du sol*.

3.4.2.2 Pluie verglaçante (se congelant). Pluie dont les gouttes se congèlent en touchant le sol ou les objets au sol ou près du sol*.

3.4.2.3 Il faut signaler qu'il y a bruine ou pluie verglaçante (se congelant) lorsque la pluie ou la bruine se congèle sur l'indicateur d'accumulation de glace ou sur d'autres objets au sol ou près du sol*.

3.4.3 Précipitations solides.

3.4.3.1 Neige. Précipitation de cristaux de glace hexagonaux dont la plupart sont ramifiés (étoilés). Les cristaux ramifiés sont quelquefois mêlés à des cristaux non ramifiés. Aux températures supérieures à environ -5°C, les cristaux s'agglomèrent pour former des flocons de neige.

3.4.3.2 Neige roulée. Précipitation de particules de glace blanches et opaques. Ces particules sont soit sphériques, soit coniques; leur diamètre varie entre 2 et 5 mm.

3.4.3.2.1 La neige roulée est fragile et se désintègre facilement. Lorsqu'elle tombe sur une surface dure, elle rebondit et se désintègre souvent. La neige roulée tombe toujours en averse et elle est souvent accompagnée de flocons de neige ou de gouttes de pluie, lorsque la température en surface est voisine de 0°C.

3.4.3.3 Neige en grains. Précipitation de très petits grains de glace, blancs et opaques. Ces grains sont relativement plats ou allongés; leur diamètre est généralement inférieur à 1 mm. Lorsque les grains tombent sur une surface dure, ils ne rebondissent pas et ne se désintègrent pas. Ils tombent généralement en petite quantité, et proviennent le plus souvent de stratus ou de brouillard. Ils ne tombent jamais en averse.

3.9 Intensité des précipitations.

3.9.1 Les précipitations classifiées ci-dessus comme liquides, verglaçantes (se congelant) et solides (sauf les cristaux de glace) sont toujours qualifiées quant à leur intensité, notamment très faible, faible, modérée ou forte.

* On admet évidemment que la température des objets n'est ni accrue ni réduite artificiellement par rapport à celle de l'air ambiant.

3.9.2 TRÈS FAIBLE sert à indiquer l'intensité lorsque des gouttes, des flocons, des grains, des granules ou des grêlons dispersés tombent à un taux insuffisant pour mouiller ou couvrir complètement une surface, quelle que soit la durée.

3.9.3 Les intensités FAIBLE, MODÉRÉE et FORTE sont déterminées soit par l'effet sur la visibilité ou la vitesse de chute.

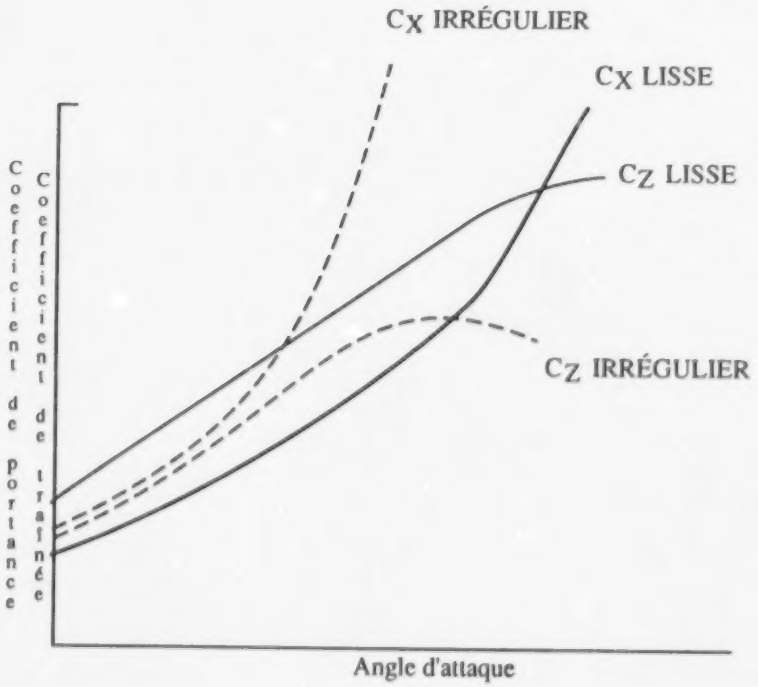
3.9.4 Intensité mesurée en fonction de critères de visibilité.

Neige Averse de neige	FAIBLE si la visibilité est d'au moins 5/8 de mille
Neige en grains Neige roulée Bruine	MODÉRÉE si elle tombe ISOLÉMENT* et si la visibilité n'est que de 3/8 de mille à 1/2 mille.
Bruine verglaçante (se congelant)	FORTE si elle tombe ISOLÉMENT* et si la visibilité est nulle, ou de 1/8 à 1/4 de mille.

ANNEXE C

EFFETS AÉRODYNAMIQUES DU GIVRAGE

L'effet le plus important de la neige ou de la glace sur la surface des ailes est son influence sur l'écoulement laminaire de l'air sur le profil. Des modifications de la forme du profil et des irrégularités de surface amènent les filets d'air à se décoller de l'aile à un angle d'attaque inférieur à la normale et se traduisent par une diminution de la portance normalement produite par une aile à un angle d'attaque et à une vitesse aérodynamique donnés (voir le graphique ci-dessous). La portance maximale pouvant être produite et l'angle d'attaque à laquelle elle sera produite diminuent tous deux considérablement. Le tremblement qui précède le décrochage, ainsi que le décrochage lui-même apparaissent à des vitesses aérodynamiques supérieures à la normale.



Effets du givrage des ailes sur la portance et sur la traînée

La présence de glace sur les ailes d'un avion a aussi un effet considérablement néfaste sur la traînée totale, c'est-à-dire sur la force qui s'oppose à la progression de l'avion dans l'air. La traînée totale se compose de la traînée parasite et de la traînée induite. La traînée induite est celle qui résulte de la production de portance. Elle augmente proportionnellement avec l'angle d'attaque. Par conséquent, comme une aile recouverte de glace doit voler à un angle d'attaque plus élevé pour une vitesse aérodynamique donnée, afin de générer la portance nécessaire, la traînée induite créée à cette vitesse est supérieure à celle qui est associée à une aile exempte de glace. En outre, comme la présence de glace provoque un décollement précoce de l'écoulement aérodynamique à l'extrados de l'aile, il en résulte une traînée induite supérieure à n'importe quel angle d'attaque. L'augmentation de la traînée parasite résultant de la présence de glace est faible en comparaison de l'augmentation de la traînée induite.

Sur une aile en flèche comportant des irrégularités de surface, la progression normale du décrochage est modifiée en ce sens que le moment à piquer normal dans le sens de la sortie du décrochage qui accompagne ce dernier, diminue. Les effets d'un moment à piquer altéré peuvent aller d'un manque de compensation susceptible de créer des réactions différentes de celles prévues aux sollicitations au manche pilote, jusqu'à un cabrage prononcé à mesure que l'angle d'attaque augmente.

Le bord d'attaque des ailes est la partie la plus sensible à la présence de glace. Les effets de cette présence diminuent à mesure que l'accumulation située le plus à l'avant se déplace plus loin vers l'arrière, soit vers le bord de fuite.

Les accumulations de verglas qui se produisent à des températures à peine inférieures au point de congélation sont celles qui compromettent le plus l'efficacité aérodynamique.

Les accumulations de glace, plus précisément les effets des irrégularités de surface des ailes sur la portance et sur la traînée, ont été identifiées comme étant la cause d'un certain nombre d'accidents au décollage d'avions de transport à réaction.

Le 27 décembre 1968, le vol 982 de Ozark Airlines, un Douglas DC-9-15, s'est écrasé au décollage de l'aéroport de Sioux City, dans l'Iowa. Le NTSB a déterminé comme cause probable de l'accident, un décrochage près des limites supérieures de l'effet de sol, accompagné d'une perte de maîtrise subséquente résultant de la dégradation de l'efficacité aérodynamique et du poids de la couche de glace sur les ailes. L'équipage n'avait pas fait dégivrer l'avion avant le décollage.

Le 27 novembre 1978, le vol 505 de Trans World Airways, un Douglas DC-9-10, s'est écrasé au décollage de l'aéroport international de Newark, au New Jersey. L'avion est devenu impilotable après l'arraché, à une vitesse de 154 noeuds et à une altitude d'environ 65 pieds-sol. Le NTSB a déterminé que le givrage de la cellule et l'omission de dégivrer l'avion avant le décollage avaient causé l'accident.

Le 5 février 1985, un Douglas DC-9-15 de Airborne Express s'est écrasé au décollage de l'aéroport international de Philadelphie, en Pennsylvanie. Le NTSB a déterminé que le givrage des ailes et l'omission de dégivrer l'avion avant le décollage avaient causé l'accident.

Les trois accidents précédents présentent plusieurs éléments communs:

1. Chaque avion a décroché à un angle d'attaque inférieur à la normale peu après le décollage.
2. Au moment de l'accident, il y avait de la pluie verglaçante ou de la neige, ou les deux.
3. Les avions n'avaient pas été dégivrés avant le décollage.
4. Aucun des avions n'était équipé de becs de bord d'attaque.

Le 13 janvier 1977, le vol 8054 de la Japan Airlines, un Douglas DC-8-62-F, s'est écrasé au décollage de l'aéroport international de Anchorage, en Alaska. L'avion a décroché à V_2, ou peu après avoir atteint cette vitesse, à une hauteur d'environ 60 pieds-sol. Le NTSB a déterminé que le givrage de la cellule avait contribué à l'accident. Comme dans les trois cas précédents, l'avion n'avait pas été dégivré avant le décollage. Les conditions qui prévalaient au moment de l'approche favorisaient la formation de glace sur les ailes.

En 1950, les États-Unis ont établi une réglementation interdisant le décollage d'un aéronef dont les ailes, les hélices ou les gouvernes seraient recouvertes de givre, de neige ou de glace. Cette réglementation est encore en vigueur aujourd'hui aux termes des articles 121.629, 135.227 et 91.209 des Federal Aviation Regulations (FAR). Cette réglementation est communément appelée "Réglementation concernant les voilures lisses" et elle est fondée sur la dégradation des performances et les changements des caractéristiques de vol d'un aéronef en cas d'accumulation de glace de quelque type que ce soit.

En décembre 1982, en réponse à un certain nombre d'accidents mettant en cause des gros avions de transport et de petits appareils de l'aviation générale et résultant de ce qui semblait être des malentendus au sujet des effets d'une légère irrégularité de surface causée par des accumulations de glace sur les performances et les caractéristiques de vol d'un aéronef ainsi que sur l'efficacité des liquides de dégivrage employés au sol, la FAA a publié la circulaire consultative (AC) 20-117. Cette dernière avait pour objet d'insister sur le principe d'une configuration lisse des ailes à la suite d'opérations au sol favorisant le givrage de la cellule et de fournir des renseignements relatifs à la conformité à certaines mesures.

La circulaire AC 20-117 précise que les effets de la formation de glace sur un appareil sont étendus, imprévisibles et qu'ils dépendent de la configuration de chaque aéronef. Elle indique que, selon des essais en soufflerie et en vol, une accumulation sur le bord d'attaque et l'extrados d'une aile de givre, de neige ou de glace présentant l'épaisseur et l'irrégularité de surface du papier de verre moyen ou grossier, peut diminuer la portance jusqu'à 30 p. 100 et augmenter la traînée d'environ 40 p. 100.

Ces changements de portance et de traînée provoquent une augmentation considérable de la vitesse de décrochage, diminuent la pilotabilité et modifient les caractéristiques de vol. La circulaire donne les irrégularités de surface comme la cause première de la diminution de portance et de l'augmentation de traînée et elle souligne qu'il ne faut pas entreprendre un décollage avant qu'on se soit assuré que tous les composants critiques de l'aéronef sont exempts de neige, de givre ou de glace.

La circulaire AC 20-117 nous prévient que les aéronefs certifiés pour voler en conditions givrantes ont seulement démontré leur capacité de pénétrer dans de telles conditions au régime de vol normal et que la glace, le givre ou la neige qui se sont formés sur les gouvernes de l'appareil au sol peuvent avoir sur les caractéristiques de vol, un effet totalement différent de celui dû à la glace se formant en vol.

La circulaire AC 20-117 précise que la seule méthode reconnue à l'heure actuelle pour s'assurer avec certitude qu'un appareil est exempt de glace avant le décollage consiste à effectuer une inspection attentive. La circulaire fait en outre état de nombreux facteurs qui influent sur la formation de glace, de givre ou de neige. Les irrégularités de surface se produisent lorsqu'il y a des précipitations ou lorsque de l'humidité est soufflée sur les surfaces de l'appareil, qu'elle l'éclabousse ou qu'elle s'y sublime. La circulaire indique enfin qu'il incombe en fin de compte au commandant de bord de s'assurer que les ailes de son appareil sont exemptes de toute accumulation de glace.

ANNEXE D

LISTE DES TÉMOINS PRÉSENTS À L'ENQUÊTE PUBLIQUE

Peter Boag	– Président, Commission technique du BCSA
William Mahoney	– Témoin oculaire
Cecil Mackie	– Témoin oculaire
Leonard Loughren	– Témoin oculaire
Robert Lane	– Témoin oculaire
Glenn Blandford	– Contrôleur tour, Transports Canada
William G. Geange	– Allied Aviation Service Company Newfoundland Ltd.
Paul Garrett	– IMP Aviation Services
Raymond Foley	– IMP Aviation Services
Clarence Bowring	– Service de l'environnement atmosphérique/Environnement Canada
Walter K. Brown	– Pilote, Canadian Pacific Airlines
John S. Steeves	– Pilote, Canadian Pacific Airlines
Lloyd D. Granter	– Allied Aviation Service Company of Newfoundland Ltd.
Rudy Kiffor	– Chef pilote, Arrow Air Inc.
Lt-colonel James M. Kelly	– Armée des États-Unis
Cap. Gerald A. DePorter	– Armée des États-Unis
Major Ronald W. Carpenter	– Armée des États-Unis
Charles A. Alonso	– Pilote, Arrow Air Inc.
Hans Bertleson	– Pilote, Arrow Air Inc.
Arthur G. Schoppaul	– Pilote, Arrow Air Inc.
Mona Ogelsby	– Armée des États-Unis
Major Kathlene Kruczek	– Armée des États-Unis
Sgt-chef Charles Hailer	– Armée des États-Unis
Cap. Fred Shambach	– Armée des États-Unis (FMO)
Lt Bradley G. Clemmer	– Armée des États-Unis (FMO)
Peter Smith	– Arrow Air Inc.
R. Stephens Saunders	– Pilote, Arrow Air Inc.
Michael Mendez	– Directeur de la maintenance, Arrow Air Inc.
Julius Graber	– Directeur pour l'Europe, Arrow Air Inc.
Robert E. North	– Pratt & Whitney, United Technologies Corp.
Charles E. Bodemann	– Pratt & Whitney, United Technologies Corp.
Herbert Dichlmann	– Entrepreneur en maintenance, Arrow Air Inc.
Kelvin Colbert	– Directeur des agents d'opération, Arrow Air Inc.
John Kempster	– Directeur des vols nolisés, Arrow Air Inc.
Sgt William R. Fraser	– GRC Gander
Col. Robert McMeeken, médecin	– Armée des États-Unis
Gerald J. Nash	– Federal Aviation Administration
Anthony Kijek	– Federal Aviation Administration

Frank P. Giannolla	– Federal Aviation Administration
Vincent J. Lepera	– Federal Aviation Administration
Don Ewing	– Directeur des opérations, Arrow Air Inc.
Ralph Brumby	– Douglas Aircraft Co.
Dr Stanley Mohler	– Wright State University

ANNEXE E

LISTE DES RAPPORTS DE LABORATOIRE ET DES ÉTUDES

Voici quels sont les rapports de laboratoire et les études auxquels ont donné lieu cette enquête:

LP 287/85 – Fuel Analysis (Analyse du carburant)
LP 289/85 – Instrument Analysis (Analyse des instruments)
LP 290/85 – Light Bulb Analysis (Analyse des ampoules)
LP 291/85 – Cockpit Switches (Interrupteurs du poste de pilotage)
LP 7/86 – Freeze Drying of Documents (Séchage des documents)
LP 180/86 – Identification of Parts (Identification des pièces)
LP 106/88 – Thrust Reverser Position Analysis (Analyse de la position d'un inverseur de poussée)
LP 139/88 – Engine Fire Extinguisher (Extincteur moteur)

Report on Examination of Damaged Pratt & Whitney JT3D-7 Engine S/N 671322 – par Gary J. Fowler, Ph. D., Fowler Inc.

Arrow Air DC-8-63 Performance Estimation – par le major M.E. Givins, ing., spécialiste en dynamique du vol, Forces canadiennes.

Analysis of Arrow Air DC-8-63 Accident – par James K. Luers, M.Sc., chercheur principal et Mark A. Dietenberger, M. Sc., chercheur adjoint, University of Dayton Research Institute.

Supplementary Comments on Questions from Canadian Aviation Safety Board Regarding Icing as Related to Aviation Occurrence Report 85-H50902 – par Myron M. Oleskiw, Ph. D., agent de recherche adjoint, Laboratoire des basses températures, Division du génie mécanique, Conseil national de recherches du Canada.

Post-Mortem Factors: Causal and Survival Aspects – par le Dr David D. Elcombe, directeur des services médicaux, Bureau canadien de la sécurité aérienne.

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au BCSA.

ANNEXE F

SIGLES ET ABRÉVIATIONS

AC	Advisory Circular
ACC	centre de contrôle régional
AFB	Air Force Base
AFIP	Armed Forces Institute of Pathology
ASDA	distance accélération-arrêt utilisable
ATC	contrôle de la circulation aérienne
BCSA	Bureau canadien de la sécurité aérienne
C	Celsius
CAE	Canadian Aviation Electronics
CAMU	Unité médicale de l'aviation civile
CDEV	Centre de dépouillement des enregistreurs de vol
CFR	Service de secours aéroportuaire en cas d'incendie
CNR	Conseil national de recherches
CO	monoxyde de carbone
CVR	enregistreur phonique
C_x	coefficient de traînée
C_z	coefficient de portance
DMI	point d'entretien différé
EGT	température tuyère
EPR	rapport de pression réacteur
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FCU	régulateur de carburant
FDR	enregistreur de données de vol
FMO	Force multinationale et Observateurs
g	facteur de charge
GMT	temps moyen de Greenwich
GRC	Gendarmerie royale du Canada
h	heure(s)
HCN	cyanure (d'hydrogène)
IFR	règles de vol aux instruments
JETS	système commun en route et terminal
KIAS	vitesse indiquée, en noeuds
kt	noeud(s)
lb	livre(s)
MAC	corde aérodynamique moyenne
mb	millibar(s)
MDN	ministère de la Défense nationale
MEL	liste des équipements indispensables au vol
mg%	milligramme(s) par 100 millilitres
mi	mille(s)
min	minute(s)
N_1	régime du compresseur basse pression d'un réacteur à double corps, exprimé en pourcentage de la valeur maximale

NAS	Naval Air Station
NATI	National Air Transportation Inspection
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
pi	pied(s)
PMI	inspecteur principal de maintenance
POI	inspecteur principal des opérations
PTC	compensateur de Mach
RAT	température de l'air dynamique
s	seconde(s)
SEA	Service de l'environnement atmosphérique
STC	certificat de type supplémentaire
TODA	distance de décollage utilisable
TORA	longueur de roulement utilisable au décollage
UDRI	University of Dayton Research Institute
UEC	unité d'angle de la profondeur en cabrage
V_1	vitesse minimale en cas de panne moteur critique
V_2	vitesse de sécurité au décollage
V_F	vitesse de rentrée des volets
V_R	vitesse de cabrage
ZFW	masse sans carburant
°	degré(s)
′	minute(s)
″	seconde(s)